

**MODELOS BASADOS EN MECÁNICA DE LA
FRACTURA, PARA ESTIMAR LA EFECTIVIDAD DE DOS
MÉTODOS RÁPIDOS PARA EL CONTROL O RETARDO
DE LA PROPAGACIÓN DE FISURAS EN ACEROS AISI
1045**

TESIS DOCTORAL

ROGER JESÚS PINZÓN CHICA

UNIVERSIDAD DEL NORTE

DIVISIÓN DE INGENIERÍAS

2015

**MODELOS BASADOS EN MECÁNICA DE LA FRACTURA,
PARA ESTIMAR LA EFECTIVIDAD DE DOS MÉTODOS
RÁPIDOS PARA EL CONTROL O RETARDO DE LA
PROPAGACIÓN DE FISURAS EN ACEROS AISI 1045**

TESIS DOCTORAL

ROGER JESÚS PINZÓN CHICA

**Tesis presentada para optar el grado de Doctor por la
Fundación Universidad del Norte**

Dirigida por:

Heriberto Maury Ramírez PhD.

Joan Andreu Mayugo Majó PhD

Julio 2015

*A Dios:
Mi Padre eterno, que me guía y me sustenta en todo momento.*

*A mi amada esposa Emelyn:
Gracias por tu amor y apoyo incondicional*

*A mi hijo Juan Diego:
Llenas mi vida de alegría y me inspiras a ser un mejor hombre*

*A mis padres Luzmina y Wilson:
Por apoyarme, por ser ejemplo y guía en este camino*

*A mi hermana Delia:
Tu tenacidad me inspira cada día*

El presente trabajo se ha realizado en el marco de un proyecto de Cofinanciado por Departamento Administrativo de Ciencia, Tecnología e Innovación Colciencias y la Fundación Universidad del Norte bajo el contrato No. UN-OJ-2008-05984. Se agradece especialmente el apoyo del grupo AMADE de la Universidad de Girona y del grupo GIMYP de la Universidad del Norte

AGRADECIMIENTOS

Quiero extender mis más sinceros agradecimientos a todas las personas e instituciones que de una u otra forma han contribuido a la obtención de este logro.

Agradezco al Profesor Heriberto Maury Ramírez, por sus aportes a mi formación, gracias por su apoyo, su paciencia y su consejo. Gracias por impulsarme a seguir y por su buena disposición en todo momento.

Resalto particularmente, el aporte que he recibido del profesor Joan Andreu Mayugo, quien me acogió en el grupo AMADE en la Universidad de Girona, y me ha apoyado de forma incondicional para llevar a feliz término este trabajo.

De forma especial expreso mi gratitud al profesor Jorge Bris Cabrera, su aporte de conocimiento al desarrollo de este trabajo, sus recomendaciones y preguntas han sido esenciales. A través de sus cursos de formación aprendí a observar de forma crítica los problemas, percibiendo el contenido y contexto de la información. Gracias por su apoyo y por la confianza depositada durante todo el proceso. De igual forma agradezco al profesor Jaime Torres quien con su sabiduría y excelentes aportes ha enriquecido mi formación personal y profesional

A mis amigos en Girona, especialmente a Yunior y Olben, quienes me acogieron y mostraron su amistad, durante mi estancia en esta ciudad.

Colciencias y la Universidad del Norte, en su incansable compromiso por formar talento al más alto nivel académico me brindaron la oportunidad de desarrollar este trabajo de doctorado a través de un proyecto de co-financiación, por lo cual estoy inmensamente agradecido.

De una u otra forma, he recibido el apoyo de muchas personas en la Universidad del Norte, en especial de los miembros del departamento de ingeniería mecánica, por lo cual también expreso a todos mis más sinceros agradecimientos. Resalto en especial el apoyo recibido y la amistad brindada por Sheila, René, Victor, Ventura y Alfredo, excelentes amigos, excelentes compañeros y excelentes profesionales.

Un párrafo especial para mi amigo y hermano Wilmer, su amistad ha sido muy valiosa y espero que como te ha caracterizado siempre, sigas afrontando los retos con ímpetu, sin desfallecer y enfocado en la meta.

Gracias a mi familia, el instrumento de Dios para formarme, brindarme apoyo y mostrarme su amor incondicional, a mis padres, porque ser padres es un gran reto y ustedes lo afrontaron y lo sacaron adelante con excelencia. A Delia, mi hermanita, gracias por tu apoyo, gracias por brindarme tu amor y tu consejo.

Juan Diego, hijo, nunca te rindas, persiste, construye las grandes metas un día a la vez, poco a poco sin dejar de ver la meta final, te amo.

Finalmente a Emelyn, el amor de mi vida, agradezco tu apoyo incondicional, tu ánimo, tu paciencia y el amor que me brindas. Le doy gracias a Dios por ti y por haberte puesto en mi camino

RESUMEN

En las últimas décadas, el conocimiento acumulado alrededor del fenómeno de fatiga y de crecimiento de grietas por fatiga, al igual que el incremento en la competitividad y los niveles de producción, han llevado a que diferentes sectores industriales adopten principios de diseño enmarcados en el concepto de “tolerancia al daño”. Los principios de diseño enmarcados en el concepto de tolerancia al daño, buscan el incremento en la disponibilidad y el tiempo de vida útil de componentes y sistemas, en presencia de defectos ocasionados por las condiciones de trabajo.

La búsqueda de incremento en la disponibilidad y el tiempo de vida útil, ha llevado al desarrollo de técnicas de reparación de componentes mecánicos que contienen defectos como consecuencia de sus condiciones de carga, principalmente en condiciones de carga de fatiga. Históricamente los metales de elevada soldabilidad, son reparados a través de los procedimientos tradicionales de soldadura, sin embargo, el desarrollo de nuevas aleaciones metálicas de baja soldabilidad, ha impulsado el uso de métodos alternativos de reparación tales como parches metálicos, expansión de agujeros en frío, parches de material compuesto entre otros.

El bajo costo y la gran confiabilidad de los procedimientos de soldadura, ha hecho que los métodos de reparación no convencionales tengan una tímida incursión en la industria. Sin embargo, han surgido una serie de aplicaciones en las cuales se ve justificado el uso de métodos alternativos de reparación, principalmente por los altos costos asociados a la logística para garantizar las condiciones de seguridad requeridas al utilizar la soldadura, además de los cambios micro-estructurales que pueden presentar algunas aleaciones.

En el presente trabajo de investigación, se desarrollan y validan modelos basados en principios de mecánica de la fractura, con el fin de estimar la efectividad de dos métodos de reparación para retardar el crecimiento de fisuras de componentes sometidos a fatiga axial. La evaluación se realiza verificando el comportamiento de especímenes de acero

AISI 1045. Los métodos de reparación evaluados son la reparación con parches reforzados con fibra de carbono y la inserción de pines con ajuste de interferencia en la punta de la grieta.

El trabajo de investigación genera antecedentes en relación con la caracterización del crecimiento de grietas por fatiga en aceros simples de medio carbono. Adicionalmente se integran modelos de mecánica de la fractura, que en su conjunto, y a través de la adecuada caracterización de variables físicas, permiten estimar el desempeño de los dos métodos de reparación estudiados.

Bajo las condiciones de validación experimental, se encontró que los parches presentan un mejor desempeño que los pines. A través del análisis realizado en el presente trabajo, se estableció que el desempeño de la reparación con pines de acero está limitado desde su concepción, por esfuerzos de tensión generados cuando la interferencia entre el pin y el agujero induce la apertura de la grieta, generando esfuerzos de tensión localizados que promueven la subsecuente propagación.

En el caso de la reparación con parches de material compuesto, se logró establecer la secuencia de ensayos y los parámetros asociados, a través de los cuales se logra caracterizar el desempeño de la reparación bajo distintas condiciones de trabajo.

En relación con la reparación a través de parches de fibra de carbono, el trabajo de investigación podrá ser complementado con futuros trabajos relacionados con la descripción del efecto de la etapa de evolución de la grieta, la optimización del proceso de preparación de las superficies, el efecto de distintos modos de carga, entre otros. Todo lo anterior en el marco condiciones de crecimiento de grietas por fatiga para componentes de maquinaria.

TABLA DE CONTENIDOS

<i>Lista de Figuras</i>	<i>XV</i>
-------------------------------	-----------

<i>Lista de Tablas</i>	<i>XIX</i>
------------------------------	------------

1. INTRODUCCIÓN	1
------------------------------	----------

1.1. Resumen del Capítulo	1
---------------------------------	---

1.2. Justificación de la tesis desde el estado del arte y aplicaciones.....	1
-----------------------------------------------------------------------------	---

1.3. Planteamiento de la problemática	5
---------------------------------------------	---

Particularidades del Fenómeno de Fatiga.	5
-----------------------------------------------	---

Requerimientos de Confiabilidad y Disponibilidad Operacional	6
--------------------------------------------------------------------	---

Técnicas de reparación rápida del Daño por Fatiga	8
---------------------------------------------------------	---

Problemática y necesidades con base en los antecedentes.....	8
--------------------------------------------------------------	---

1.4. Objetivos	10
----------------------	----

1.4.1. Objetivo General	10
-------------------------------	----

1.4.2. Objetivos Específicos	10
------------------------------------	----

1.5. Metodología	11
------------------------	----

1.5.1. Tendencias y Evolución histórica.....	11
----------------------------------------------	----

1.5.2. Desarrollo de Modelos	12
------------------------------------	----

1.5.3. Caracterización del Fenómeno	12
-------------------------------------------	----

1.5.4. Confrontación y análisis de los resultados	12
---------------------------------------------------------	----

1.6. Productos de Investigación y su pertinencia	13
--------------------------------------------------------	----

1.6.1. Comprensión desde la mecánica de materiales y de la fractura los fenómenos de agrietamiento del Acero AISI 1045 en fatiga axial con las variables involucradas.	13
1.6.2. Comprender desde la mecánica de materiales y de fractura el efecto y efectividad de los métodos de reparación en fatiga axial.	13
1.6.3. Análisis comparativo entre varios métodos de reparación o control del crecimiento de grietas producidas por fatiga.	14
1.6.4. Desarrollar modelos de los métodos de reparación que permitan evaluar su efectividad sobre especímenes de AISI 1045 en fatiga axial.	14
1.6.5. Confrontación y ajuste de los modelos frente a resultados experimentales.	14
1.7. Estructura del Documento de Tesis.	15
1.7.1. Capítulo 1. Introducción.	15
1.7.2. Capítulo 2. Métodos para la Detección y Reparación de Grietas producidas por Fatiga	15
1.7.3. Capítulo 3. Modelos para la Estimación del Comportamiento de dos métodos de reparación de Grietas por Fatiga	16
1.7.4. Capítulo 4. Caracterización del crecimiento de grietas por fatiga en componentes reparados y sin reparar.	16
1.7.5. Capítulo 5. Conclusiones y Trabajos Futuros	17
2. MÉTODOS PARA LA DETECCIÓN Y REPARACIÓN DE GRIETAS PRODUCIDAS POR FATIGA	18
2.1. Resumen del Capítulo.	18
2.2. Introducción	18
2.3. Métodos de detección de grietas y daño por fatiga.	20
2.3.1. Inspección Visual	20

2.3.2.	Inspección con líquidos penetrantes.....	21
2.3.3.	Inspección por medio de corrientes inducidas	22
2.3.4.	Inspecciones por ultrasonido	23
2.3.5.	Inspección con partículas Magnéticas	24
2.3.6.	Inspecciones Radiográficas	24
2.3.7.	Inspecciones por termografía	25
2.3.8.	Inspección con emisiones acústicas	26
2.3.9.	Resumen métodos de detección de grietas	27
2.4.	Métodos para reparar o retardar el crecimiento de grietas producidas por fatiga	28
2.4.1.	Parches Metálicos.....	29
2.4.2.	Parches adhesivos.....	30
2.4.3.	Expansión en frío y esfuerzos compresivos	34
2.4.4.	Sobrecargas a tensión o picos de carga	36
2.4.5.	Calentamiento Localizado.....	37
2.4.6.	Técnicas de retardo por infiltración	40
2.4.7.	Soldadura.....	42
2.4.8.	Resumen de métodos de reparación de grietas por fatiga	43
2.5.	Conclusiones	44

3. MODELOS PARA LA ESTIMACIÓN DE LA EFECTIVIDAD DE DOS MÉTODOS DE REPARACIÓN. 47

3.1.	Resumen del Capítulo	47
3.2.	Introducción	47
3.3.	Fenómenos y Modelos involucrados en el crecimiento de grietas por fatiga.	

3.4. Modelos para la determinación del comportamiento de los parches de material compuesto.....	51
3.4.1. Enfoque 1. Cuando la se considera una adherencia perfecta entre el parche y la probeta de acero.	53
3.4.2. Enfoque 2. Cuando se considera el deterioro en la Interfaz adhesiva....	56
Desunión del Parche de Material Compuesto y la pieza metálica (Aproximación de Mecánica de la Fractura)	57
Esfuerzo cortante efectivo en términos de una variable escalar de daño	60
Desprendimiento de parches bajo modo de carga II y su caracterización.	62
Comentarios en relación con los modelos para la determinación del comportamiento de la reparación con parches de material compuesto.	63
3.5. Modelos para la determinación del comportamiento de los pines de acero insertados en la punta de la grieta.....	64
3.5.1. Modelo de Sobrecargas para estimar el retraso por la zona de esfuerzos compresivos inducida con el pin de acero.	65
3.5.1.1. La Aproximación de Irwin para la Zona plástica en la punta de la grieta	67
3.5.1.2. Tamaño de la Zona plástica inducida por efecto de la inserción de un pin de acero en la punta de la grieta.	68
3.5.1.3. Efecto de la Geometría circular en la punta de la grieta	77

4. CARACTERIZACIÓN DEL CRECIMIENTO DE GRIETAS POR FATIGA EN ACEROS AL MEDIO CARBONO..... 79

4.1. Resumen del Capítulo	79
4.2. Introducción	79
4.3. Ensayo de Tensión en el Acero AISI 1045	80

4.4.	Tenacidad a la Fractura del Acero AISI 1045	83
4.5.	Tasa de Propagación de Grietas del Acero AISI 1045	84
4.5.1.	Configuración, tamaño y preparación de las probetas	86
4.5.2.	Resultados del Ensayo de Crecimiento de Grieta	89
4.6.	Reparación de grietas utilizando Parches de Material Compuesto	97
4.6.1.	Materiales	98
4.6.2.	Procedimiento.....	99
4.6.3.	Resultados	100
4.7.	Reparación de Grietas utilizando pines de acero en la punta de la grieta.	102
4.7.1.	Materiales	103
4.7.2.	Procedimiento.....	103
4.7.3.	Resultados	104
4.8.	Análisis y Ajuste de resultados experimentales con los modelos planteados.	105
4.8.1.	Verificación de los modelos para la determinación del comportamiento de los parches de material compuesto.	106
4.8.2.	Verificación de los modelos para la determinación del comportamiento de la reparación con pines de acero insertados en la punta de la grieta.	109
4.9.	Conclusiones	113
5.	CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS.....	115
5.1.	Resumen del Capítulo	115
5.2.	Principales Aportes	115
5.2.1.	En relación con el método de reparación con parches de material compuesto	116
5.2.2.	En relación con la reparación usando pines de acero	117

5.3.	Trabajos Futuros	118
5.3.1.	En relación con la reparación utilizando parches de material compuesto	118
5.3.2.	En relación con los pines de acero	118
6.	<i>TRABAJOS CITADOS</i>	120
7.	<i>ANEXOS</i>	136

Lista de Figuras

Figura 1. Métodos de reparación a estudiar, aplicados sobre una pieza sometida a cargas axiales (a) Pieza con grieta por fatiga, (b) Pieza reparada con pines (o insertos), (c) pieza reparadas con parches de material compuesto	10
Figura 2. Principio de funcionamiento de la técnica de corrientes inducidas (Czichos, Saito, & Smith, 2006)	22
Figura 3. Principio de operación de las inspecciones ultrasónicas: (a) Método de Pulso-eco; (b) Método de transmisión directa	23
Figura 4. Arreglos típicos de parches metálicos para estructuras aeronáuticas o geometrías planas. (a) Parche metálico fijado con soldadura de filete. (b) Parche metálico fijado con sujetadores.	29
Figura 5. Arreglos típicos de parches metálicos para tuberías o formas cilíndricas. (a) Parche fijado con soldadura de filete. (b) Manga partida de cercado completo. (c) Abrazadera mecánica.....	30
Figura 6. Placa rectangular sometida a cargas cíclicas axiales. (a) Zonas de alto esfuerzo. (b) Parche rectangular, (c) Parche sesgado	32
Figura 7. (a) Parche en configuración asimétrica. (b) Parche en configuración simétrica.....	32
Figura 8. Esquema de la distribución de esfuerzos cortante en un parche adhesivo.....	33
Figura 9. Proceso de re-inicio de una grieta a partir de un agujero expandido en frío.....	35
Figura 10. Zona plástica inducida al presionar esferas endurecidas en la superficie de una placa agrietada.....	36

Figura 11. Ilustración esquemática del efecto de (a) el espesor de la placa (Shuter & Geary, 1995) y (b) la magnitud del pico de carga en el retardo de la propagación de la grieta	37
Figura 12. Ilustración de: (a) calentamiento indirecto localizado. (b) El método de Parker para inducir esfuerzos residuales de tensión	39
Figura 13. Esquema de probeta agrietada por fatiga y su reparación con parches de Fibra de Carbono.....	53
Figura 14. Configuraciones de la desunión entre el parche y la pieza metálica (a) Desunión en la boca de la grieta, (b) Desunión en el borde del parche	57
Figura 15. Geometría y convenciones para una grieta de interface.....	58
Figura 16. Problema de grieta en la interface de dos bloques semi-infinitos	59
Figura 17. Representación física del daño en un plano con vector normal \mathbf{n}	60
Figura 18. Diagrama de cuerpo libre mitad de la geometría del parche.....	61
Figura 19. Características generales del ensayo de flexión sobre probeta ENF.....	62
Figura 20. Modelo de Wheeler para retardo por fatiga, (a) inmediatamente después del pico de carga, (b) Después que la grieta se propaga Δa , (c) Propagación a través de la zona plástica por pico de carga	66
Figura 21. Esfuerzos en un elemento polar de espesor dz , sin considerar las fuerzas del cuerpo.....	68
Figura 22. Modelo de elemento circular (viga curva) con presión interna p_i	71
Figura 23. (Izquierda) Valor absoluto de los esfuerzos (MPa) generados alrededor de un pin de acero en la interfaz de contacto, (Derecha) Distribución de esfuerzos desde la periferia del agujero hasta 3 mm del centro del agujero. Nivel de interferencia 5.8%	72
Figura 24. Tamaño de la zona plástica alrededor de un pin de acero insertado en la punta de la grieta, varios niveles de interferencia del pin.....	74
Figura 25. Modelo Bilineal de metales para simular el comportamiento plástico de metales	75
Figura 26. Geometría mallada y condiciones de frontera.....	76

Figura 27. Zona plástica alrededor del agujero luego de la inserción del pin de acero (Elementos Finitos). Nivel de interferencia 5.8%	76
Figura 28. Esquema de una pequeña grieta emanando de la raíz de una entalla de radio R.....	78
Figura 29. Fotografía de la Máquina de Ensayos MTS LandMark® 100kN	81
Figura 30. Curva Esfuerzo Deformación en Ingeniería para un acero AISI 1045	82
Figura 31. Tres configuraciones de probeta descritas por la norma ASTM E647-08	86
Figura 32. Geometría de la probeta M(T), de acuerdo a la Norma ASTM E647	88
Figura 33. Entalla y detalles de los requerimientos mínimos de la pre-grieta por fatiga	89
Figura 34. (a) Detalles del montaje de la probeta M(T) en la máquina de Fatiga axial, (b) Grietas emanando de la entalla central, (c) Detalle de montaje de extensómetro	91
Figura 35. Secuencia gráfica del Crecimiento de grietas por fatiga en una probeta de Acero AISI 1045. $P_{\text{máx}}=25\text{kN}$. $R=0.1$. Probeta pre-agrietada en fatiga de alto ciclaje.	92
Figura 36. Resultados experimentales de la propagación de grietas por fatiga axial en acero AISI 1045, (a) Tamaño de grieta Vs Número de Ciclos de carga, (b) Tasa de Crecimiento de grieta Vs Rango del factor de intensidad de esfuerzos	92
Figura 37. Comparación entre los resultados del modelo (Ley de Paris) y su concordancia con los resultados experimentales.	94
Figura 38. Curvas de propagación de grietas para acero AISI 1045 a diferentes razones de esfuerzo R, estimación de acuerdo a la ecuación de Huang y Moan (Huang & Moan, 2007).	95
Figura 39. Comparación en el comportamiento de la grieta producida por fatiga en diferentes aceros. (a) Evolución de la grieta con el número de ciclos para Carga máxima de 25kN y $R=0$. (b) Curvas de propagación de grietas de acuerdo a los parámetros de Paris para diferentes aceros (Barsom & Rolfe, 1987) y comparación con el acero AISI 1045, $R=0$	96
Figura 40. Materiales utilizados para la reparación de la probeta agrietada por fatiga	98

Figura 41. Patrón de rallado creado con papel abrasivo para crear una superficie de anclaje para el parche.....	100
Figura 42. Resultados Experimentales Probetas reparadas con Parches de Fibra de Carbono (CFRP). $R=0.1$ y $P_{max}=25kN$	101
Figura 43. Ensayo de propagación de grietas sobre probetas reparadas con pines de acero.....	104
Figura 44. Resultados Experimentales Probetas reparadas con Pines de acero en la punta de la grieta y su comparación con el comportamiento esperado sin reparación. $R=0.1$. Nivel de interferencia 5.8%	105
Figura 45. Modelo sencillo de predicción de la efectividad de la reparación de grietas por fatiga con parches de material compuesto.	107
Figura 46. Efecto del tamaño de la grieta al momento de reparar. $R=0$. Carga máxima 60kN.....	108
Figura 47. Efecto de la Razón de esfuerzos R , en el desempeño de la reparación con parches. Reparación realizada al 66% del tamaño crítico y $P_{máx}=60kN$	108
Figura 48. Ajuste del modelo de Mecánica de la Fractura para la estimación del comportamiento de la reparación de grietas por fatiga con pines de acero. $R=0.1$. Nivel de interferencia 5.8%.....	109
Figura 49. Efecto de la razón de esfuerzos en la reparación con pines de acero en la punta de la grieta. Nivel de interferencia 5.8%. (Derecha) comparación con el comportamiento de la pieza sin reparar.....	110
Figura 50.Efecto de del nivel de interferencia del pin en relación con el agujero. $R=0$. (a) Nivel de interferencia entre el 0.5% y el 8%. (b) Nivel de interferencia por debajo de 0.28%.	111
Figura 51. Efecto del tamaño del agujero taladrado en la vida a fatiga de un componente. 0% nivel de interferencia, $R=0$	112
Figura 52. Efecto del tamaño de la grieta al momento de la reparación. $R=0$, nivel de interferencia 0%	113

Lista de Tablas

Tabla 1. Resumen de los Métodos de detección de grietas	27
Tabla 2. Resumen de métodos de reparación de grietas por fatiga	43
Tabla 3. Resumen de Variables requeridas para estimar el comportamiento de la reparación con parches de material compuesto.....	63
Tabla 4. Parámetros utilizados para determinar el campo de esfuerzos a un nivel de interferencia del 5.8%	73
Tabla 5. Composición química del Acero AISI 1045	80
Tabla 6. Tamaño de las probetas para el ensayo de tensión	80
Tabla 7. Propiedades Mecánicas del Acero AISI 1045	83
Tabla 8. Ventajas y limitaciones asociadas a los diferentes tipos de probetas especificadas en la norma ASTM E647-08.....	87
Tabla 9. Dimensiones generales de la probeta utilizada para los ensayos de propagación de grietas.....	90
Tabla 10. Valores típicos de constantes C y m en la ley de Paris para $R \approx 0$ (Barsom & Rolfe, 1987).....	96
Tabla 11. Propiedades físicas y mecánicas de las fibras SikaWrap 600C.....	98
Tabla 12. Propiedades de la Resina Sikadur 301.....	99
Tabla 13. Parámetros utilizados para estimar el comportamiento de los parches ante diferentes condiciones. Tomados de (Reinsborg Log & Echtermeyer, 2012)	107

CAPÍTULO 1

INTRODUCCIÓN

1.1. Resumen del Capítulo

En este capítulo se explica y justifica, a partir del estado del arte, el problema estudiado en la tesis y su potencial uso en tareas de ingeniería de mantenimiento, de igual forma se presentan los objetivos, metodología y alcance de la tesis. El trabajo de investigación presentado está desarrollado en las áreas de: mecánica de la fractura, técnicas de reparación y técnicas de modelización de fenómenos de iniciación y progreso de fisuras por fatiga. Los principios se aplican a componentes fabricados en aceros de medio carbono, de amplio uso en la fabricación de máquinas y estructuras. Al final del capítulo, se presenta un resumen de la estructura del documento de tesis, que permite al lector ubicar los capítulos y apartados más relevantes según el interés particular.

1.2. Justificación de la tesis desde el estado del arte y aplicaciones

Desde el siglo XIX se han desarrollado una gran cantidad de investigaciones en relación con el tema de fatiga en metales, desde esa época, los investigadores a través de las evidencias, concibieron este fenómeno como causante de fallas prematuras en componentes mecánicos y estructurales. La mayor parte de los trabajos de investigación en el tema de fatiga han llevado, de una u otra forma, al desarrollo de herramientas para que el diseñador pueda tomar las decisiones adecuadas y evitar la falla prematura de componentes sometidos a cargas cíclicas (Bannantine, Comer, & Handrock, 1997; Barsom & Rolfe, 1987; Basquin, 1910).

En décadas recientes, un mayor conocimiento de la naturaleza del fenómeno de crecimiento de grietas por fatiga, al mismo tiempo que el incremento de la competitividad y los niveles producción en la industria, han llevado al desarrollo y adopción de principios de diseño enmarcados en el concepto de “tolerancia al daño” (Schijve, 2009). Los principios de tolerancia al daño, en el caso especial de componentes sometidos a cargas cíclicas, permiten el uso de tales componentes en la presencia de defectos internos causados por fatiga, esto se hace considerando niveles adecuados de confiabilidad del sistema. Este enfoque para el diseño y el mantenimiento, ha sido motivado principalmente por una búsqueda incesante de incremento en la disponibilidad y el tiempo de vida útil de componentes, en condiciones cada vez más exigentes (Goranson, 1997).

Las mismas motivaciones que han permitido desarrollar nuevos conceptos de diseño y mantenimiento, han llevado al desarrollo de técnicas o métodos de reparación de componentes sometidos a cargas cíclicas. En los materiales de elevada soldabilidad, la soldadura es uno de los métodos de reparación más utilizados. Sin embargo, el desarrollo de aleaciones especiales, tales como los aluminios tratados por envejecimiento utilizados ampliamente en la industria aeronáutica, ha impulsado la incursión de métodos alternativos de reparación y ensamblaje, tales como parches metálicos, expansión de agujeros en frío, parches de materiales compuesto, entre otros (Baker, 1984; Bartholomeuz, Pearce, & Vodicka, 2002). Estos métodos alternativos se caracterizan por no tener asociado el aporte de calor de la soldadura, evitando así los cambios micro-estructurales típicos de la zona afectada por el calor, que en muchos casos favorece la formación de nuevos defectos por fatiga y un deterioro acelerado del desempeño mecánico del componente.

El desarrollo de métodos de reparación diferentes a la soldadura, en aceros convencionales, ha tenido una tímida incursión en la industria no aeronáutica, principalmente por el bajo costo y gran confiabilidad asociados a la soldadura, además de la posibilidad de controlar, a través de procedimientos adecuados, los efectos en los cambios micro-estructurales de los materiales. Sin embargo el método de soldadura se limita a la reparación de fisuras en componentes con materiales de elevada soldabilidad. Adicionalmente, han surgido aplicaciones en las cuales el uso de métodos alternativos se ve justificado por los altos costos asociados, a otros aspectos, como la logística de la

preparación requerida para garantizar la disponibilidad y las condiciones de seguridad para ejecutar la reparación.

Una situación en la que se pueden requerir métodos alternativos de reparación de fisuras por fatiga, se encuentra en la industria minera, en la cual cada día se dejan de procesar cientos de toneladas de producto por causa de componentes averiados que no se encontraban incluidos en un programa de confiabilidad y monitoreo de estado de deterioro y pronóstico de la vida útil. Si lo anterior se suma al uso, por parte de los fabricantes, de aleaciones especiales, que por lo general no son susceptibles de soldadura sin detrimento de su capacidad mecánica, entonces están dadas las condiciones para utilizar métodos de reparación alternativos, siempre que resulten en una prolongación de la vida útil. La restitución rápida de la disponibilidad de sistemas averiados es un reto y una necesidad a nivel global, principalmente en sectores de alta competitividad y lucro cesante de elevado costo.

Otro sector que cumple con los requisitos apropiados para implementar métodos alternativos de reparación es el del almacenamiento y transporte de residuos peligrosos o explosivos, principalmente a mar abierto, donde los procedimientos asociados al vaciado de grandes recipientes y su reparación con los métodos tradicionales, que impliquen trabajo en caliente, pueden resultar extremadamente costosos (McGeorge, et al., 2009; Marsh, 2006).

Al justificar el uso de métodos alternativos de reparación, se justifican indefectiblemente todos aquellos esfuerzos que deriven en herramientas para predecir el comportamiento de tales métodos, al mismo tiempo que se justifica la recolección de evidencias que resalten las variables más relevantes que se deben considerar durante el diseño, instalación y funcionamiento del método de reparación.

En el presente trabajo de investigación se busca desarrollar, modelos que permitan estimar el comportamiento de dos métodos de reparación de grietas producidas por fatiga y validarlos a través de ensayos experimentales. El desarrollo se realiza con base en los principios de mecánica de la fractura, con el fin de evaluar el desempeño, medido como la extensión de vida útil, de dos métodos rápidos de reparación de fisuras producidas por

fatiga. La verificación experimental se realiza sobre un acero tradicionalmente utilizado en la fabricación de piezas de maquinaria¹.

Los métodos de reparación que se evalúan son: parches de material compuestos y el método de generación de un campo de esfuerzos residuales de compresión, mediante la inserción de un pin con ajuste por interferencia en la punta de la grieta. El desarrollo de los modelos se realiza con base en planteamientos de mecánica de la fractura, y considerando principios de elasticidad, con el objetivo de estimar la extensión de la vida útil². En el desarrollo se tienen en cuenta la naturaleza de los fenómenos presentes y la interacción de las piezas reparadas con los elementos que intervienen en la reparación.

Los resultados de la tesis contribuirán a generar fundamentación y validación científica, necesarias para el diseño y uso de métodos de reparación rápida de fisuras, particularmente mediante la inserción de pines con ajuste forzado y el uso de parches reforzados con fibra de carbono. Desde la perspectiva de producción industrial, la implementación de estos métodos ofrece un período de tiempo, luego de la reparación, para que se puedan programar las reparaciones mayores o el reemplazo definitivo del componente involucrado en el deterioro por fatiga.

Existen diversos casos alrededor del mundo en los que se demuestra el creciente interés por trabajos de investigación similares, en los que se plantean modelos que sirvan como herramienta para la toma de decisiones de diseño y para definir los parámetros más importantes en el comportamiento de métodos de reparación no convencional (Madelpech, Juaneda, & Pradels, 2009; Mohamed & Djamel, 2014). En principio, la mayor parte de los trabajos de investigación se relacionan con la industria aeroespacial, sin embargo, se han extendido gradualmente hacia otras aplicaciones y materiales.

Recientemente, entre los años 2010 y 2013, la Comisión Europea destinó un presupuesto de aproximadamente 3.5 millones de euros, para financiar un consorcio conformado por cerca de 15 empresas medianas y pequeñas entre las que se cuentan organizaciones de investigación creadas por la misma comisión para desarrollar un método

¹ Se ha seleccionado el acero AISI 1045

² Se considera que la extensión de la vida útil es la cantidad de ciclos de fatiga adicionales que se consiguen al aplicar el método de reparación.

novedoso y efectivo para reparar/reforzar defectos en estructuras de acero de gran tamaño (European Comission, Framework 7, 2013).

Todos los esfuerzos y trabajos de investigación mencionados, demuestran un creciente interés a nivel mundial por el desarrollo y validación de métodos alternativos de reparación, que en virtud del tipo de aplicaciones y usos esperados, deben cumplir al menos con las siguientes características (The Welding Institute, 2010):

- No involucren trabajo en caliente
- Que se pueda aplicar de forma rápida
- Que exhiba buena resistencia a la fatiga
- Que no cause concentradores de esfuerzos
- Que agreguen poco peso a la pieza reparada.

1.3. Planteamiento de la problemática

Particularidades del Fenómeno de Fatiga.

Las observaciones y evidencias que llevaron a establecer que las cargas repetidas aplicadas a materiales metálicos pueden ocasionar la falla prematura de componentes mecánicos y estructurales datan del siglo XIX (ASM, 1996). Desde un principio la actividad científica relacionada con el estudio de este fenómeno, denominado *fatiga*, ha sido intensa, y debido a la gran sensibilidad del fenómeno a la interacción con otros estímulos físicos, la descripción y modelización del comportamiento de los componentes que lo experimentan puede resultar compleja (Bannantine, Comer, & Handrock, 1997).

La fatiga, es definida por la Sociedad Americana para el Ensayo de Materiales (ASTM) como “*el proceso progresivo de cambio estructural localizado y permanente que se presenta en un material sometido a condiciones que producen esfuerzos y deformaciones fluctuantes en uno o varios puntos y que puede culminar en la formación de grietas o en la fractura completa, luego de un número suficiente de fluctuaciones.*” (ASTM, 2013c). La idea fundamental de la definición establecida por la norma, radica en describir la fatiga como un proceso que se caracteriza por:

- Ser progresivo,

- Ser localizado,
- Originar cambios estructurales permanentes,
- Presentarse bajo condiciones de esfuerzo y deformaciones fluctuantes,
- Presentarse en uno o varios puntos,
- Evolucionar hasta la formación de grietas o la rotura del material.

No hay duda que la fatiga es muy importante en el diseño de elementos mecánicos para aplicaciones industriales. Muchos componentes estarán sometidos durante su vida útil a alguna forma de esfuerzos o deformaciones fluctuantes, y por tanto la fatiga juega un papel potencialmente crítico en esos casos. La experimentación en laboratorios y la simulación del proceso de fatiga, son herramientas de ingeniería fundamentales que permiten explicar y cuantificar el fenómeno, y aunque se han logrado grandes avances en más de 100 años de estudio del fenómeno y del entendimiento de las fases que lo comprenden, el proceso de fatiga ha probado ser difícil de estudiar y modelar.

A pesar de la complejidad implícita en el análisis de componentes sometidos a fatiga, es necesario continuar con el desarrollo y la aplicación de modelos de análisis que permitan valorar adecuadamente el daño y la vida útil de cualquier componente mecánico sometido a cargas cíclicas, de forma que el componente analizado mantenga los niveles de confiabilidad requeridos para las diferentes condiciones de trabajo.

Requerimientos de Confiabilidad y Disponibilidad Operacional

Cuando se detecta la presencia de grietas por fatiga en un elemento estructural, una de las siguientes acciones puede ser tomada (Domazet, 1996):

- Detener las cargas al sistema y reemplazar el componente agrietado o la estructura completa;
- Reducir las cargas externas y/o continuar con el servicio bajo un adecuado programa de seguimiento y control del tamaño de la grieta;
- Retardar, detener o eliminar la grieta.

El primer tipo de acción, busca principalmente mantener los equipos y componentes en operación satisfactoria por medio de un grupo de acciones sistemáticas que involucran inspección, detección y corrección de defectos o fallas incipientes, en muchos casos

evitando su ocurrencia o su desarrollo hacia defectos mayores (Dhillon, 2002). Este enfoque preventivo, puede resultar en costos injustificables, pues implica que los componentes sean reemplazados incluso si pueden prestar servicio por un tiempo considerable, por lo tanto, los costos del reemplazo de un componente pueden relacionarse con el valor mismo del componente y con la disponibilidad de los equipos o instalaciones que deben detenerse para ejecutar el reemplazo.

El segundo tipo de acción es la reducción de cargas en el servicio, lo cual no siempre es posible o justificable económicamente, debido a que estas acciones generalmente afectan la capacidad de producción del sistema completo y puede llegar a afectar los índices de desempeño y rentabilidad asociados con todo el proceso productivo.

Como consecuencia del cada vez más exigente entorno de competitividad industrial y requerimientos de disponibilidad de los equipos, han surgido una serie de enfoques y estrategias específicas encaminadas a extender la vida útil de productos, estructuras e instalaciones, controlando los niveles de seguridad durante la operación. Estas estrategias están basadas principalmente en el análisis de riesgo y la confiabilidad. Para su efectiva aplicación, es necesario que los enfoques y las estrategias específicas, basadas en análisis de riesgo y la confiabilidad se integren con los enfoques y criterios apropiados para extender la vida útil, lográndose que a la par garanticen los niveles de seguridad y se satisfagan los requerimientos de competitividad y disponibilidad (Soares, 2010).

Dentro de los enfoques y criterios apropiados que complementan las estrategias basadas en análisis de riesgo y confiabilidad, los métodos rápidos de reparación han surgido desde hace varios años como una alternativa viable para retardar, detener o eliminar grietas y defectos (Schubbe & Mall, 1999). El término reparación rápida, surge de entornos y situaciones en las que se requiere que la capacidad operacional del sistema que contiene el defecto, sea garantizada a través de la reparación, el retardo o eliminación del mismo en el menor tiempo posible y con el mínimo uso de recursos (Bartholomeuz, Pearce, & Vodicka, 2002).

Técnicas de reparación rápida del Daño por Fatiga

Las técnicas de reparación rápida de daño por fatiga son aquellas en las cuales se requiere un uso reducido de los equipos y/o herramientas para su implementación, un costo relativamente bajo y una recuperación rápida de la disponibilidad operacional de los componentes reparados. Aunque en la actualidad existen muchas técnicas empleadas para la reparación de componentes agrietados, y algunas de ellas cumplen con las características de reparación rápida, solo pocas han alcanzado reconocimiento a nivel industrial. Entre las técnicas de reparación rápida empleadas a nivel industrial se destaca la utilización de parches metálicos, la utilización de parches de materiales compuestos, el uso de agujeros deformados plásticamente y una de las más importantes y utilizadas por su versatilidad es la reparación por soldadura.

Problemática y necesidades con base en los antecedentes

Gran parte de las investigaciones alrededor del tema de propagación de fisuras por fatiga, tienen como objeto principal predecir e incrementar la vida útil de los componentes analizados, estas investigaciones permiten generar conocimiento que se materializa en herramientas de juicio en ingeniería, permitiendo saber, por ejemplo, si una pieza previamente inspeccionada debe reemplazarse, repararse o simplemente puede trabajar sometida a mayores controles e inspecciones (Chen, Tseng, & Hwang, 2006; Dayawansa, Chitty, Kerezsi, Bartosiewicz, & Price, 2006). En este contexto, es necesario desarrollar investigaciones que conduzcan a ampliar el conocimiento que se tiene acerca del comportamiento de los materiales de extensa utilización, sometidos a cargas cíclicas durante su servicio. De la misma forma se requiere un mejor entendimiento del desempeño de los métodos de reparación disponibles, justificado ampliamente por situaciones donde por compromisos de producción, no es posible parar el equipo para el reemplazo del componente o porque el repuesto no está disponible y el lucro cesante es significativo.

El objetivo de este trabajo es desarrollar y validar modelos, con base en principios de mecánica de la fractura, que permitan evaluar la efectividad de dos técnicas de reparación rápida de componentes en proceso de agrietamiento por fatiga axial fabricados de acero AISI 1045 (Figura 1). A partir de este aporte, se pueden desarrollar herramientas que

soporten la toma de decisiones relacionadas con la reparación o reemplazo de dichos componentes.

Los modelos de comportamiento en materiales como los aceros al carbono, sujetos a fatiga, cobran gran importancia debido a su amplio uso (Hu, y otros, 2009), de la misma forma, cobra importancia la estimación del comportamiento luego de haber tomado medidas correctivas para incrementar la vida útil de los mismos. La aplicación de las técnicas de reparación citadas, sobre sistemas estructurales y de máquinas fabricadas en acero de medio carbono, es una estrategia emergente para la que se hace necesario el desarrollo de fundamentos, de modelos y herramientas que soporten la toma de decisiones y la estimación de sus impactos y beneficios.

A partir de las investigaciones previas (Maury, Torres, & Blaschke, 2006), en las cuales se evaluaron los dos métodos de reparación (Ver Figura 1) materia del presente trabajo (inserción de pines de acero en la punta de la grieta y parches de materiales compuestos), se encontró que el método más efectivo, fue la reparación con parches reforzados con fibra de carbono (CFRP), arrojando, para las condiciones particulares estudiadas, una extensión en vida luego de la reparación, cercana al 12% que en el caso de un componente diseñado a 5 años de servicio, serían 7 meses. Este tipo de estimaciones permite, por ejemplo, que en empresas mineras no se detenga la operación y tampoco se disminuyan los índices de disponibilidad de los equipos involucrados, sino que mediante reparaciones rápidas, se consiga un margen de tiempo suficiente mientras se planifica el mantenimiento mayor y se espera la llegada de repuestos no disponibles al momento de la detección del defecto por fatiga en el componente involucrado.

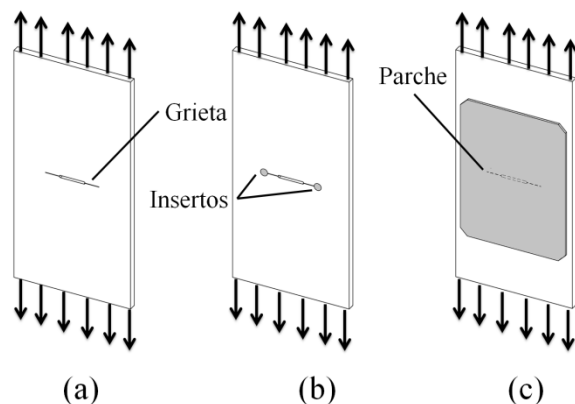


Figura 1. Métodos de reparación a estudiar, aplicados sobre una pieza sometida a cargas axiales (a) Pieza con grieta por fatiga, (b) Pieza reparada con pines (o insertos), (c) pieza reparada con parches de material compuesto

Para el desarrollo del presente trabajo se realiza un análisis de la literatura disponible en relación con los diferentes métodos de reparación de grietas producidas por fatiga. A partir del análisis se reafirma la relevancia de los dos métodos de reparación analizados en el presente trabajo. De igual forma se realiza una revisión de los distintos modelos disponibles para representar el comportamiento de los elementos reparados, estableciendo las limitaciones y condiciones de aplicación de los modelos expuestos.

1.4. Objetivos

1.4.1. Objetivo General

Desarrollar y validar, mediante la evaluación del comportamiento a fatiga axial de especímenes de acero AISI 1045, modelos basados en principios de mecánica de la fractura con el fin de estimar la efectividad de dos métodos de reparación para retardar el crecimiento de fisuras: la reparación con pines de acero y parches reforzados con fibra de carbono (CFRP).

1.4.2. Objetivos Específicos

- Determinar las tendencias y la evolución histórica de las investigaciones sobre los métodos de reparación por fatiga por medio del análisis de trabajos publicados en revistas científicas.
- Obtener los parámetros físicos y caracterización de los materiales a estudiar, tanto los agrietados por fatiga como los utilizados en su reparación.

- Desarrollar para cada método de reparación un modelo basado en mecánica de la fractura que se ajuste a los fenómenos presentados, considerando las limitaciones y ventajas de los modelos existentes, así como los resultados experimentales.
- Desarrollar simulaciones computacionales y estudiar los resultados obtenidos con estos modelos, de forma que puedan ser útiles en labores de diseño y mantenimiento.
- Confrontar y verificar los resultados de los modelos experimentalmente.

1.5. Metodología

A continuación se presenta un resumen, con el fin de entender los diferentes pasos que se siguieron con para alcanzar los objetivos planteados en el desarrollo del trabajo de tesis doctoral. Se explican los aportes de cada paso metodológico en las diferentes etapas del trabajo al igual que las dificultades y retos particulares.

1.5.1. Tendencias y Evolución histórica

La primera etapa del desarrollo del trabajo de tesis fue el establecimiento de un marco conceptual claro, con el fin de comprender el fenómeno de fatiga en los materiales estudiados. De la misma forma, se buscó recopilar y entender las herramientas que la mecánica de la fractura aporta a la caracterización del fenómeno de fatiga y el crecimiento de grietas, principalmente en materiales metálicos.

Considerando que el objeto de estudio del trabajo de tesis son los métodos de reparación, fue necesario establecer un estado del arte y la tecnología en relación con los diferentes métodos de reparación, enfocado a los dos métodos que son objeto de estudio. La búsqueda se enfocó principalmente en establecer, a través de las investigaciones y los trabajos publicados, las ventajas y desventajas de cada método, al igual que los diferentes modelos utilizados para estimar el comportamiento de las reparaciones.

Dentro de la verificación y estudio de las tendencias, se observaron diferentes formas de abordar el problema de la reparación y las principales conclusiones que se obtuvieron en cada enfoque. Todo lo anterior permitió establecer un marco teórico claro, que en última permitió plantear las alternativas para abordar la problemática.

1.5.2. Desarrollo de Modelos

Con base en la información recopilada en la primera etapa metodológica, se lograron detectar conceptos comunes a todos los enfoques que abordaban el problema de reparación de componentes con grietas propagadas por fatiga. Tanto en los enfoques experimentales como teóricos.

Se observaron algunos principios generales de mecánica de la fractura, principalmente de la mecánica de la fractura elástica lineal. Con base en estos principios se establecieron modelos que, considerando los parámetros adecuados de caracterización, permitieran estimar el comportamiento del material, alineando los modelos utilizados con los fenómenos que explican el comportamiento de las reparaciones bajo diversas circunstancias.

1.5.3. Caracterización del Fenómeno

Teniendo en cuenta los modelos planteados y la información recopilada en la primera etapa, se plantean una serie de experimentos, que permiten determinar varias propiedades físicas parámetros experimentales de ajuste, los cuales complementan los modelos planteados para la evaluación del comportamiento de los métodos de reparación.

Paralelo a la etapa experimental, se plantearon diferentes modelos numéricos a través de herramientas de simulación por elementos finitos para caracterizar algunos fenómenos presentes en la propagación de grietas por fatiga posterior a la aplicación de los métodos de reparación estudiados.

1.5.4. Confrontación y análisis de los resultados

Una vez obtenidos los parámetros experimentales y luego de caracterizar el comportamiento de los dos métodos de reparación estudiados, se contrastaron los resultados experimentales con los modelos planteados. La comparación se enfocó principalmente en establecer las similitudes y diferencias en los resultados de los modelos con los resultados experimentales. También se plantearon explicaciones cuando se presentaron diferencias entre la estimación de los modelos y los resultados experimentales reales.

Donde se encontraron diferencias, se analizó, haciendo énfasis en alguna de las etapas metodológicas previas. El análisis posterior a la comparación, permitió indagar alrededor

de nuevas investigaciones, de esta forma se pudo confirmar o descartar las hipótesis que se habían planteado en relación con los fenómenos involucrados, principalmente cuando los modelos desviaban sus estimaciones de los resultados experimentales.

Posterior a la verificación, y con base en las evidencias recolectadas, se ajustaron los modelos, tratando, en todo tiempo de mantener una cercana correlación entre los fenómenos presentes y los parámetros que ajustan los modelos.

1.6. Productos de Investigación y su pertinencia

La presente tesis doctoral realiza diversos aportes al conocimiento de los aceros de medio carbono, principalmente del acero AISI 1045 y su comportamiento a fatiga. Al mismo tiempo que genera antecedentes documentados del comportamiento de este tipo de materiales frente a dos métodos de reparación con gran potencial de aplicación. A continuación se enumeran los aportes más relevantes de cada etapa del trabajo.

1.6.1. Comprensión desde la mecánica de materiales y de la fractura los fenómenos de agrietamiento del Acero AISI 1045 en fatiga axial con las variables involucradas.

Aunque existe una gran cantidad de información en relación con el comportamiento a fatiga de los materiales metálicos, en especial de los aceros al carbono, es poca la información en relación con la caracterización de la etapa de propagación de grietas en este tipo de materiales, por lo cual se considera que la caracterización de la tasa de propagación de grietas en aceros AISI 1045, que se realiza en el capítulo 4 de esta tesis doctoral, es un aporte importante para el diseño de componentes fabricados en este material, principalmente cuando se utiliza el enfoque de tolerancia al daño.

1.6.2. Comprender desde la mecánica de materiales y de fractura el efecto y efectividad de los métodos de reparación en fatiga axial.

Una de las características principales del trabajo de tesis, es la aplicación de modelos que además de estimar el comportamiento, respondan a la naturaleza de los fenómenos presentes en los eventos de propagación de grietas por fatiga y a los fenómenos físicos que se presentan cuando la pieza agrietada se repara con algunos de los dos métodos que son

objeto de estudio, la reparación con parches de material compuesto y la inserción de pines de acero en la punta de la grieta.

1.6.3. Análisis comparativo entre varios métodos de reparación o control del crecimiento de grietas producidas por fatiga.

En el capítulo 2 del presente trabajo de investigación, se describen varios métodos de detección y reparación de grietas producidas por fatiga. Con la información presentada, se realiza un análisis comparativo, lo cual se considera la primera aproximación y un elemento necesario para disponer de una herramienta de selección, si bien no puede considerarse una metodología aún, en este capítulo se aportan criterios pertinentes de comparación para la selección de los métodos más apropiados de detección y reparación de grietas producidas por fatiga.

1.6.4. Desarrollar modelos de los métodos de reparación que permitan evaluar su efectividad sobre especímenes de AISI 1045 en fatiga axial.

Uno de los principales aportes de este trabajo de tesis doctoral, es el planteamiento de modelos que permiten estimar el comportamiento de probetas de acero que presentan propagación de grietas en fatiga axial, principalmente luego de aplicar dos métodos distintos de reparación.

Se ha notado que a nivel mundial se están realizando esfuerzos con el fin de establecer los principios para la aplicación de métodos alternativos de reparación, principalmente el uso de parches de material compuesto en la restauración y reparación de estructuras de acero. Considerando estos esfuerzos, los resultados del presente trabajo realizan un aporte importante a la comprensión de los fenómenos involucrados en el comportamiento del sistema reparado y también aportan en la medida que ofrecen herramientas para el análisis del comportamiento de este tipo de reparaciones.

1.6.5. Confrontación y ajuste de los modelos frente a resultados experimentales.

Una vez que se plantean los modelos de mecánica de la fractura para la estimación del comportamiento de las probetas reparadas, se realiza también una verificación experimental del comportamiento, lo que permite contrastar los resultados y establecer un valor para las variables involucradas en los modelos planteados.

El establecimiento de valores numéricos reales para los parámetros de los modelos planteados, permite que estos modelos en realidad respondan al comportamiento y los fenómenos presentes. Esto permite que los modelos concuerden con datos experimentales relevantes que establecen un punto de partida comparativo para otros trabajos en el área.

1.7. Estructura del Documento de Tesis.

A continuación se presenta un breve resumen de la estructura del documento de tesis, de igual forma se presenta un resumen y los principales aportes de cada uno de los capítulos en los que se divide el documento.

1.7.1. Capítulo 1. Introducción.

El presente capítulo, es de vital importancia, pues permite establecer la relevancia del trabajo de investigación, al igual que delimita el problema, los objetivos y la metodología utilizada en el mismo.

1.7.2. Capítulo 2. Métodos para la Detección y Reparación de Grietas producidas por Fatiga

El capítulo 2, es uno de los resultados de la primera etapa metodológica, en este capítulo se presentan los diferentes métodos disponibles, que además han alcanzado aceptación práctica a nivel industrial, para la detección de grietas por fatiga. La presentación de los métodos se realiza a través de un análisis comparativo de las ventajas y desventajas, con el fin de facilitar la selección de uno u otro de acuerdo a las condiciones y aplicaciones particulares.

La segunda parte del capítulo 2 presenta un aspecto muy importante del trabajo de tesis, se trata del análisis de varios métodos de reparación de grietas por fatiga, en el análisis se resaltan las ventajas y desventajas de cada método, además de los campos de aplicación y las perspectivas de uso a nivel industrial. La segunda parte del capítulo permite establecer la relevancia del estudio de los métodos de reparación de grietas por fatiga a través de parches de material compuesto o pines de acero en la punta de la grieta. De cualquier forma el capítulo 2 aporta lineamientos claros que permiten seleccionar uno u otro método de acuerdo a las particularidades de los requerimientos de reparación.

1.7.3. Capítulo 3. Modelos para la Estimación del Comportamiento de dos métodos de reparación de Grietas por Fatiga

En el capítulo 3 se desarrollan los modelos basados en mecánica de la fractura. Los modelos presentados en este capítulo obedecen a conocimientos generales de mecánica de la fractura, los cuales permiten establecer la expectativa de vida útil de los componentes que han sido sometidos a alguno de los dos métodos de reparación estudiados, esto es parches de fibra de carbono y pines de acero insertados en la punta de la grieta.

El principal aporte de esta parte del trabajo radica en que, a través de algunos parámetros, involucrados en el fenómeno de propagación de grietas por fatiga y la reparación, se logra estimar el comportamiento de las probetas reparadas, de tal forma que los principios aplicados, puedan utilizarse para el diseño de componentes reparados en condiciones similares y establecen un punto de partida para situaciones de mayor complejidad.

El capítulo 3 se complementa con el Anexo A, el cual resume los conceptos y principios básicos de fatiga y propagación de grietas en materiales metálicos, los cuales aportan un fundamento teórico a los modelos utilizados.

1.7.4. Capítulo 4. Caracterización del crecimiento de grietas por fatiga en componentes reparados y sin reparar

Una vez que se plantean los modelos para la estimación del comportamiento de las probetas metálicas reparadas, en el capítulo 4 se caracteriza el comportamiento a fatiga del material sobre el que se ejecuta la reparación, de igual forma se verifica su comportamiento luego de reparar el componente. Con la información recopilada se contrastan los modelos y se establece un valor nominal para los parámetros requeridos en los modelos planteados.

Con la información obtenida se analizan los resultados y se verifican las principales fortalezas y debilidades de los modelos planteados. Adicionalmente se establecen las limitaciones de tal forma que se logre establecer un entorno de utilización de las herramientas deterministas planteadas en el presente trabajo.

1.7.5. Capítulo 5. Conclusiones y Trabajos Futuros

En el capítulo 5 se presentan los principales retos que fue necesario superar, se analizan los aportes realizados por el trabajo de tesis en relación con los modelos planteados, con la metodología utilizada y con los resultados experimentales obtenidos. De igual forma se plantean los trabajos futuros que pueden derivarse de los resultados y de objetivos alcanzables en el corto y mediano plazo pero que no fueron cubiertos en el alcance del presente trabajo.

CAPÍTULO 2

MÉTODOS PARA LA DETECCIÓN Y REPARACIÓN DE GRIETAS PRODUCIDAS POR FATIGA

2.1. Resumen del Capítulo.

En el presente capítulo se revisan varios de los métodos disponibles para la detección y reparación de grietas producidas por fatiga en componentes metálicos, el objetivo de este capítulo es contextualizar los métodos de reparación seleccionados en el marco de la tesis, al mismo tiempo que realizar aportes en relación con las ventajas, desventajas y criterios de selección de las técnicas de reparación.

El capítulo se divide en dos partes, la primera de ellas describe los métodos de inspección y detección de grietas por fatiga en metales y la segunda parte describe varios métodos de reparación de grietas por fatiga.

Tanto para el caso de los métodos de detección, como para los métodos de reparación, se presenta una tabla resumen, donde se describen los aspectos más relevantes relacionados con cada método, incluyendo sus usos, ventajas y desventajas.

2.2. Introducción

La degradación por fatiga en materiales metálicos es un aspecto crítico en muchas aplicaciones, principalmente cuando se desea garantizar la confiabilidad a largo plazo, por tanto, es de vital importancia conocer las tecnologías disponibles para analizar y caracterizar el desempeño estructural. Tradicionalmente, se utilizan dos enfoques para

dimensionar componentes sometidos al efecto de cargas cíclicas, el primer enfoque busca mantener los esfuerzos y las deformaciones lo suficientemente bajos como para evitar la iniciación o propagación del daño por fatiga. El segundo enfoque utiliza los conceptos de diseño de falla-segura/tolerancia al daño, cuyo objetivo es que los componentes puedan soportar las cargas de servicio, aún cuando exista una cantidad limitada de daño, por un período de tiempo previo a la detección y reparación (Goranson, 1997).

En gran parte del sector industrial, cobra cada vez más relevancia la necesidad de extender la vida útil de productos, estructuras e instalaciones, y de monitorear que esta extensión se realice sin degradar los niveles de seguridad de la operación (Soares, 2010). Por tanto, cuando se tienen en cuenta los beneficios económicos relacionados con la disponibilidad, de los elementos estructurales asociados a una operación productiva, se hace evidente la importancia de monitorear la iniciación y el crecimiento del daño por fatiga.

La industria aeronáutica y la aeroespacial son las que mejor representan la aplicación de los conceptos de tolerancia al daño, al igual que los métodos de inspección no destructiva (NDI³). En estas industrias, generalmente se emplean los métodos de NDI con el fin de monitorear y detectar fallas incipientes o tempranas en los componentes. Uno de los principales retos al aplicar estos métodos radica en tener disponible herramientas de análisis, validadas, con el fin de decidir si el daño por fatiga puede ser considerado perjudicial para los indicadores de seguridad o no.

El mayor grado de certidumbre, al estimar la vida útil de un componente sometido a fatiga, se obtiene a través de la experimentación, sin embargo, la experimentación puede resultar muy costosa. En consecuencia, las soluciones numéricas y analíticas, a pesar de su menor grado de confiabilidad, surgen como alternativas válidas, con el fin de obtener estimaciones en problemas que involucran la fatiga y fractura de materiales.

En este capítulo se establece un marco conceptual para dos aspectos íntimamente relacionados con la tolerancia al daño, el primer aspecto son los métodos de inspección, los cuales son esenciales para monitorear y detectar el daño por fatiga antes que este pueda ser

³ Non Destructive Inspection

considerado inseguro. El segundo aspecto son los métodos rápidos de reparación, utilizados para extender la vida de componentes mecánicos deteriorados por cargas de fatiga.

2.3. Métodos de detección de grietas y daño por fatiga

El enfoque de tolerancia al daño asume que existen grietas en todos los lugares críticos de un componente, y que estas grietas pueden ser detectadas antes de alcanzar un tamaño perjudicial (USAF, 2012). Debido a que la tasa de crecimiento de una grieta depende de muchos aspectos, es necesario seleccionar la estrategia apropiada de inspección.

Una estrategia de inspección se compone de los métodos de inspección y los intervalos óptimos de inspección. Demasiadas inspecciones ocasionan la disminución de la disponibilidad de los equipos y un incremento en los costos, sin embargo, una cantidad inadecuada de inspecciones puede conducir a daños y ocasionar una gran cantidad de pérdida financiera (Meng, Li, Sha, & Zhou, 2007).

Los métodos NDI se utilizan con el fin de determinar las condiciones de una estructura o componente mecánico en servicio. A pesar de que se reporta la existencia de más 70 tipos de ensayos no destructivos (NDT⁴) estandarizados, solo algunas de ellos han encontrado valor práctico (Sun, Kang, & Chen, 2011).

Los métodos NDI más relevantes son la inspección visual, los líquidos penetrantes, las corrientes inducidas, inspecciones ultrasónicas, partículas magnéticas, radiografía, termografía e inspección a través de emisiones acústicas (USAF, 2012). Algunos de estos permiten la detección de defectos superficiales y otros la detección de defectos sub-superficiales e imperfecciones internas. A continuación se analizan estos métodos NDI, considerando sus ventajas y limitaciones.

2.3.1. Inspección Visual

Inspección visual significa, en principio, inspección con la vista. Con frecuencia la inspección visual se complementa con iluminación artificial. Si el objetivo principal es la detección de grietas o cualquier otro tipo de daño por fatiga, puede ser necesario el uso de equipo adicional tal como lentes, espejos, microscopios ópticos, telescopios, todo esto en

⁴ Non Destructive Test

combinación con medios de almacenamiento para la documentación de los resultados de inspección (Czichos, Saito, & Smith, 2006). La inspección visual es el método de uso más extendido (Scottish School of Non-Destructive Testing, 2010); las inspecciones visuales también son de los tipos de inspección más económica de ejecutar. Sin embargo, la inspección visual también es la menos confiable en términos del tamaño de los defectos que se pueden detectar, principalmente porque tiene una alta dependencia de las habilidades y el entrenamiento del inspector.

Con el fin de superar los inconvenientes asociados al factor humano, muchas compañías han implementado sistemas automatizados de inspección (Gramopadhye, Bhagwat, Kimbler, & Greenstein, 1998). A pesar de las ventajas de la automatización, la inspección visual no automatizada es utilizada en el 90% de las inspecciones en el mantenimiento de aeronaves (Vora, et al., 2002), esencialmente porque es difícil sustituir la habilidad humana de toma de decisiones complejas.

El entrenamiento es el factor más importante para la ejecución exitosa de una estrategia de inspección visual, se considera que este factor tiene un poderoso efecto en la efectividad de la inspección, incluso cuando el entrenamiento se aplica a personal que ya tiene experiencia previa en el proceso (Kraus & Gramopadhye, 2001; Gramopadhye, Bhagwat, Kimbler, & Greenstein, 1998; Nickles III, Melloy, & Gramopadhye, 2003).

2.3.2. Inspección con líquidos penetrantes

La inspección con líquidos penetrantes es un método NDI que sirve para encontrar discontinuidades abiertas a la superficie, en componentes fabricados de materiales no porosos (USAF, 2012). En este método, el líquido penetrante ingresa en la discontinuidad por acción capilar, a medida que el líquido penetra en las imperfecciones, el polvo revelador se torna incoloro por la pérdida de líquido, generando contraste de color y mostrando las zonas con imperfecciones (Czichos, Saito, & Smith, 2006).

Las inspecciones con líquidos penetrantes son simples y económicas, aplicables a una gran cantidad de materiales. La sensibilidad en la detección de grietas varía desde 0.025 hasta 0.25mm. Este método no revela información de la profundidad de la grieta, además su

efectividad puede verse influenciada de forma adversa por recubrimientos superficiales, rugosidad superficial y porosidad (Shanmugham & Liaw, 1996).

2.3.3. Inspección por medio de corrientes inducidas

En este método, un campo magnético que varía en el tiempo, induce corrientes eléctricas débiles (corrientes de Eddy o corrientes inducidas) en el material ensayado, la presencia de discontinuidades distorsiona el patrón de flujo de las corrientes inducidas, mostrando cambios que pueden ser detectados e interpretados (Scottish School of Non-Destructive Testing, 2010).

Las corrientes inducidas, se concentran principalmente en la superficie de las piezas ensayadas, por lo cual las pruebas con corrientes inducidas están limitados a la detección de defectos en objetos delgados o en las capas superficiales de objetos más gruesos (Czichos, Saito, & Smith, 2006)

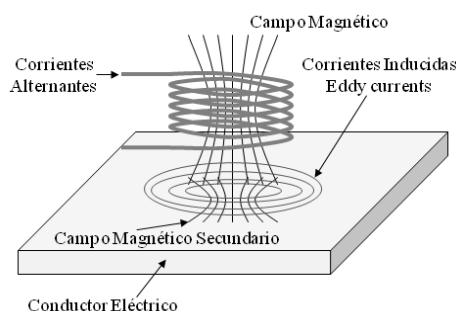


Figura 2. Principio de funcionamiento de la técnica de corrientes inducidas (Czichos, Saito, & Smith, 2006)

El método de inspección por corrientes inducidas es adaptable a inspección de alta velocidad y puede ser automatizado fácilmente. Sin embargo, algunas variables que no son importantes desde el punto de vista de la detección de grietas pueden causar señales que ocultan variables críticas o que pueden ser interpretadas de forma errónea (USAF, 2012). En consecuencia, el método de inspección por corrientes inducidas, involucra el uso de avances tecnológicos y la solución de problemas científicos tales como: la descripción de la dinámica de los campos electromagnéticos alrededor de los alambres conductores de inducción, la predicción del cambio en la impedancia de los alambres de inspección ante la presencia de pequeñas discontinuidades, el mejoramiento de la instrumentación para una mejor medición del flujo de corrientes inducidas, solo por mencionar algunos (ASM, 1997).

2.3.4. Inspecciones por ultrasonido

El método de inspección por ultrasonido es uno de los métodos NDI más utilizados para la detección de discontinuidades en los metales. Este método puede ser utilizado para la detección de discontinuidades internas o superficiales en la mayor parte de las aleaciones de ingeniería. (USAF, 2012).

En la inspección por ultrasonido, se introduce un haz de ondas de alta frecuencia en un material, las ondas viajan a través del material con alguna pérdida de energía y son reflejadas en las interfaces. El haz reflejado se analiza para definir la presencia y ubicación de los defectos o discontinuidades (ASM, 1997).

La inspección por ultrasonido se puede realizar, bien sea utilizando el método de eco-pulso o el método de transmisión directa (Figura 3). El método de transmisión directa requiere el acceso a ambos lados del componente y es utilizado solo cuando las grietas pequeñas no ofrecen una reflexión adecuada de las señales, mientras el método de pulso-eco requiere acceso solo a uno de los lados del componente, esto representa una ventaja comparado con el primero (Czichos, Saito, & Smith, 2006).

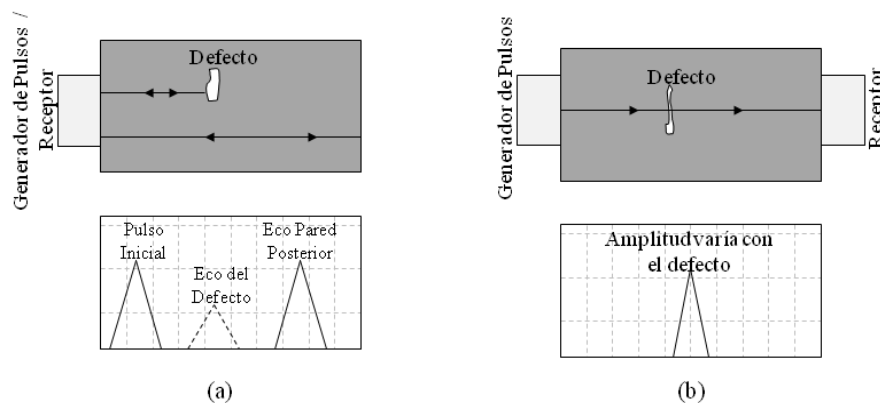


Figura 3. Principio de operación de las inspecciones ultrasónicas: (a) Método de Pulso-eco; (b) Método de transmisión directa

La principal limitación de esta técnica de inspección es la gran cantidad de conocimiento técnico requerido para ejecutar los procedimientos de inspección. Además es materia de preocupación: la necesidad de estándares o piezas de referencia para la calibración del equipo de ultrasonido, la necesidad de fluidos acopladores para proveer una

transferencia efectiva de la onda de ultrasonido entre el transductor y el material ensayado, adicionalmente es difícil inspeccionar áreas con superficies irregulares.

2.3.5. Inspección con partículas Magnéticas

La inspección con este método se desarrolla induciendo un campo magnético en el componente y aplicando partículas magnéticas en polvo o en suspensión en un líquido sobre la superficie de la parte a inspeccionar. Las partículas ferromagnéticas se reúnen y acumulan debido a las perturbaciones del campo magnético en los defectos superficiales (USAF, 2012; Czichos, Saito, & Smith, 2006; ASM, 1997).

El método de inspección por partículas magnéticas es relativamente rápido y económico para la detección de grietas superficiales o sub-superficiales en materiales ferromagnéticos. Sin embargo, las grietas más profundas no serán detectadas, a menos que sean lo suficientemente grandes.

Los materiales no ferromagnéticos, no pueden ser inspeccionados a través de esta técnica. Los materiales no ferromagnéticos incluyen las aleaciones de aluminio, las aleaciones de magnesio, las aleaciones de cobre, plomo, titanio y los aceros inoxidables austeníticos.

2.3.6. Inspecciones Radiográficas

En este método, se hace pasar radiación electromagnética de alta energía para a través de materiales sólidos, la porción de la radiación que no es absorbida por la pieza inspeccionada, afecta un medio de grabación en el lado de la pieza opuesto a la fuente de radiación, produciendo una imagen bidimensional que es una figura sombreada de las características internas de la pieza (USAF, 2012). Las radiografías son útiles cuando se requiere asegurar que el componente está libre de defectos internos.

Además de las inspecciones radiográficas producidas en una lámina o papel, la radiación no absorbida puede convertirse a una señal óptica o electrónica, con el fin de producir una imagen bidimensional que luego se procesa en tiempo real con equipo electrónico y de vídeo. Esto es útil cuando se requiere manipular la pieza para mejorar la detección de grietas y defectos planos que no se pueden percibir en ciertas orientaciones.

Las técnicas de inspección radiográficas son, por lo general, costosas, lentas y no son sensibles a cierto tipo de grietas, p.e. las grietas no pueden ser detectadas a menos que sean paralelas al haz de radiación. Un aspecto a considerar es que la exposición a los altos niveles de radiación puede causar daño biológico al personal expuesto.

2.3.7. Inspecciones por termografía

La falta de homogeneidad en las propiedades térmicas de un material, alterará la propagación del frente térmico, lo cual se hará evidente con un perfil específico de temperatura en la superficie (Amenabar, Mendikute, López-Arraiza, Lizaranzu, & Aurrekoetxea, 2011). Las técnicas basadas en termografía, ofrecen los beneficios asociados con un área grande de exploración, mientras se mantienen la capacidad de detectar de manera eficiente anomalías sub-superficiales (Krishnapillai, Jones, Marshall, Bannister, & Rajic, 2006).

La medición térmica infrarroja es una de las técnicas de inspección más utilizadas, ha sido empleada para la detección de defectos sub-superficiales y características internas tales como delaminación en materiales compuestos laminados (ASM, 1997; USAF, 2012), el método también es adecuado para evaluar la evolución del daño por fatiga en estos materiales (Schmidt, y otros, 2012). En el caso de la medición térmica con infrarrojos, se pueden utilizar dos enfoques; el enfoque pasivo y el activo. El enfoque pasivo se utiliza en la exploración de materiales que se encuentran a temperaturas mayores que la temperatura ambiente, mientras que en el enfoque activo se utiliza una fuente de excitación térmica con la intención de inducir el contraste térmico (Avdelidis, et al., 2004; ASM, 1997).

En el enfoque activo, se pueden utilizar una variedad de fuentes de modulación para generar la excitación térmica, tales como el pulso, fases pulsadas, destellos térmicos o termografía bloqueada (Avdelidis, et al., 2004; Krishnapillai, Jones, Marshall, Bannister, & Rajic, 2006; Sakagami & Kubo, 2002). Aún cuando la termografía como método de inspección, tiene el potencial de arrojar muy buenos resultados, se deben considerar primero algunas propiedades de los materiales a ensayar, tales como la conductividad, la capacidad de difusión, el calor específico; propiedades espectrales como la capacidad de emisión, la absorción, reflexión y transmisión; y otras propiedades como la porosidad y

densidad. Otra consideración importante es el alto costo de adquisición del equipo requerido.

2.3.8. Inspección con emisiones acústicas

Las Emisiones Acústicas (AE) es una técnica pasiva utilizada para detectar la actividad acústica generada por un proceso mecánico dentro de un material. Con esta técnica no se emite energía orientada dentro de la pieza ensayada, lo que difiere de la mayor parte de los métodos NDI (Out, Kronemeijer, van de Loo, & de Sterke, 1995; USAF, 2012). Las AE son realizadas ubicando múltiples sensores acústicos en el objeto a inspeccionar, el arreglo de sensores acústicos es utilizado para grabar la respuesta y facilitar la localización de las fuentes de ruido dentro del objeto.

El método de AE se basa en el hecho de que las grietas internas, liberan mayor cantidad de AE que las grietas grandes, superficiales. Por tanto, este método es útil para detectar el crecimiento de grietas y determinar la posición de los extremos de las grietas en etapas tempranas de su evolución, antes que estas puedan ser detectadas por inspección visual (Shigeishi, et al., 2001). Debido a que las AE pueden relacionarse con leyes de potencia, similares a la ley de propagación de grietas de Paris (Paris, Gomez, & Anderson, 1961), se ha probado que esta técnica puede ser una medida escalar muy útil del daño bajo la acción de cargas cíclicas (Roberts & Talebzadeh, 2003; Berkovits & Fang, 1995).

La técnica de AE ha encontrado una amplia aplicabilidad en la evaluación de integridad de estructuras civiles en una variedad considerable de materiales, que incluye metales (Roberts & Talebzadeh, 2003; Aggelis, Kordatos, & Matikas, 2011; Yu, Ziehl, Zárate, & Caicedo, 2011), concreto reforzado (Shigeishi, et al., 2001) y materiales compuestos de matriz polimérica (Huguet, Godin, Gaertner, Salmon, & Villard, 2002; Li, Hu, & Ou, 2012).

Una de las características más importantes de las inspecciones por AE es la habilidad de identificar la ubicación geométrica de las grietas. Las AE también, a través de un apropiado tratamiento e interpretación de las señales, permiten determinar características adicionales del defecto, p.e. el modo de propagación, esto es particularmente útil para la

clasificación de las grietas en diferentes tipos de materiales y modos de carga (Aggelis, Kordatos, & Matikas, 2011).

Los principales inconvenientes relacionados con las AE son el alto costo de los instrumentos y la necesidad de un sistema adecuado de procesamiento de señales, lo último con el fin de eliminar las señales indeseables o poco importantes. Finalmente, las inspecciones a través de AE frecuentemente generan una gran cantidad de datos, creando problemas relacionados con el almacenamiento.

2.3.9. Resumen métodos de detección de grietas

La Tabla 1 describe las características cualitativas más importantes asociadas con cada método de inspección mencionado. Esta comparación describe los tipos de defectos que pueden ser detectados con cada técnica, también se citan las ventajas y limitaciones asociadas con cada método.

Tabla 1. Resumen de los Métodos de detección de grietas

Método de inspección	Aplicación	Ventajas	Limitaciones
Inspección visual	<ul style="list-style-type: none"> Defectos superficiales. Diversos tipos de materiales y superficies. 	<ul style="list-style-type: none"> Su implementación es económica. Puede automatizarse. 	<ul style="list-style-type: none"> Baja confiabilidad en relación con el tamaño y tipo de defectos a detectar. Presenta alta dependencia con el entrenamiento y habilidad de quien inspecciona.
Líquidos penetrantes	<ul style="list-style-type: none"> Defectos superficiales. Materiales no porosos 	<ul style="list-style-type: none"> Es un método económico. Es un método sencillo de implementar y requiere poco entrenamiento. 	<ul style="list-style-type: none"> No arroja información relacionada con la profundidad del defecto. Requiere especial cuidado en la preparación superficial.
Corrientes inducidas (Corrientes de Eddy)	<ul style="list-style-type: none"> Defectos superficiales y sub-superficiales Defectos en láminas delgadas 	<ul style="list-style-type: none"> Es rápido de aplicar. Fácilmente automatizable. No requiere preparación superficial 	<ul style="list-style-type: none"> Limitado a espesores pequeños, Puede detectar variables irrelevantes.
Ultrasonido	<ul style="list-style-type: none"> Defectos superficiales e internos. 	<ul style="list-style-type: none"> Se pueden detectar defectos a gran profundidad. 	<ul style="list-style-type: none"> Requiere un nivel importante de entrenamiento. Requiere una alta inversión inicial en equipamiento. Requiere preparación superficial.
Partículas Magnéticas	<ul style="list-style-type: none"> Defectos Superficiales y Sub-superficiales. Materiales ferromagnéticos. 	<ul style="list-style-type: none"> Es rápido y económico Pueden detectarse grietas sub-superficiales 	<ul style="list-style-type: none"> Limitado a materiales ferromagnéticos La profundidad de detección es limitada
Inspección	<ul style="list-style-type: none"> Detección de defectos 	<ul style="list-style-type: none"> No está limitado por el 	<ul style="list-style-type: none"> Son consideradas costosas y

Método de inspección	Aplicación	Ventajas	Limitaciones
Radiográfica	internos.	espesor de la pieza. • Puede automatizarse.	lentas. • La capacidad de detección depende de la orientación del defecto. • Riesgos biológicos por exposición a altos niveles de radiación.
Inspección por termografía	• Detección de la evolución del daño por fatiga en materiales laminados.	• Grandes áreas de exploración.	• Se requiere caracterización previa de las propiedades térmicas del material a ensayar. • El equipo para termografía es costoso. • Puede llegar a requerir una fuente externa de calor.
Inspección por Emisiones Acústicas	• Detección de defectos internos • Aplicable a gran variedad de materiales.	• Puede detectar la posición exacta del defecto. • No está limitado por el tamaño de la pieza	• Alto costo asociado a la instrumentación. • Requiere la tecnología adecuada para procesar las señales.

2.4. Métodos para reparar o retardar el crecimiento de grietas producidas por fatiga

La reparación del daño por fatiga tiene como finalidad retardar o detener la propagación del defecto detectado. La búsqueda de técnicas de reparación que sean más eficientes, efectivas, económicas y simples, es un esfuerzo constante, que contrasta, con la necesidad de mayores estándares de seguridad, con mínimo mantenimiento y largos periodos entre inspecciones, en esencia, una situación conflictiva (Schijve, 2009).

Técnicas Rápidas de Reparación (FRT), es un término utilizado en la industria de la aviación militar para describir varias tecnologías utilizadas para la reparación de daños presentados en el campo de batalla (Bartholomeuz, Pearce, & Vodicka, 2002). En diversos contextos, el término reparación rápida requiere definirse a partir de la comparación con las técnicas disponibles, de tal forma que su implementación implique solo una fracción del costo, el tiempo de implementación y recuperación de la disponibilidad operacional. En el marco del presente trabajo FRT describirá, aquellas técnicas asociadas con el daño por fatiga, principalmente grietas, que se caracterizan por un uso reducido de equipos para su implementación, bajo costo y una recuperación rápida de la disponibilidad operacional para el componente reparado, todo lo anterior en comparación con la reparación tradicional por soldadura.

Existen muchas técnicas de reparación disponibles para materiales metálicos, algunas de ellas han sido validadas en laboratorios, bajo condiciones controladas y para geometrías simples, pero solo unas pocas han logrado un amplio reconocimiento como de uso práctico. En consecuencia, a continuación se discuten algunos métodos de reparación, todos ellos se revisan en el marco de los criterios que caracterizan las FRT.

Los métodos de reparación se pueden clasificar de acuerdo a muchos criterios, a continuación se presentan las técnicas de reparación divididas en procedimientos sin parche, generalmente aplicados a situaciones de daños menores, y procedimientos con parche, empleados para restaurar la capacidad estructural.

2.4.1. Parches Metálicos

Una gran variedad de daño en elementos mecánicos y estructurales se repara utilizando parches metálicos. Las FRT convencionales para estructuras aeronáuticas se basa en el uso de parches metálicos fijados con sujetadores (Bartholomeuz, Pearce, & Vodicka, 2002), si las propiedades del material base no se ven afectadas, también se pueden utilizar parches metálicos fijados con soldadura de filete. Las secciones en forma de tubería o recipientes cilíndricos, usualmente se reparan utilizando parches metálicos soldados, mangas metálicas y abrazaderas (Antaki, 2003). Los conceptos para la reparación de estructuras metálicas utilizando parches metálicos son consideradas aceptables en muchos campos de aplicación, por tanto, los estándares de reparación están contenidos generalmente en manuales de reparación. Sin embargo, algunas veces se presentan daños particulares que no están cubiertos por los estándares, y se deben diseñar reparaciones especiales.

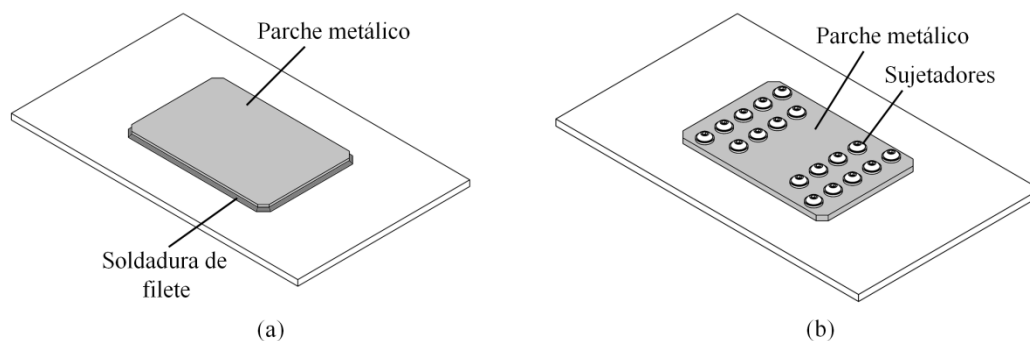


Figura 4. Arreglos típicos de parches metálicos para estructuras aeronáuticas o geometrías planas. (a) Parche metálico fijado con soldadura de filete. (b) Parche metálico fijado con sujetadores.

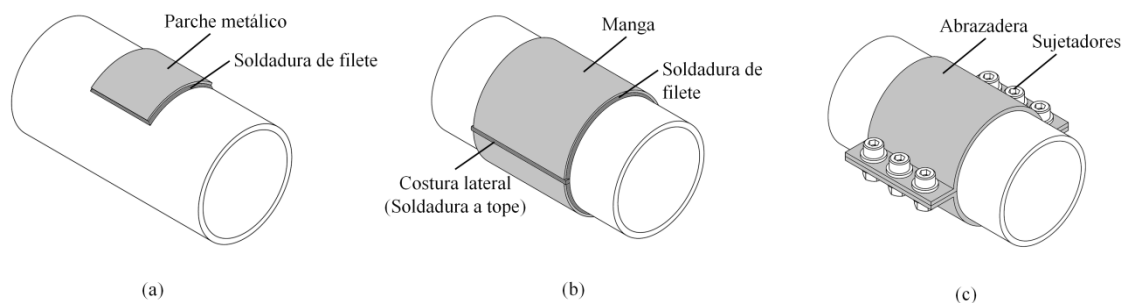


Figura 5. Arreglos típicos de parches metálicos para tuberías o formas cilíndricas. (a) Parche fijado con soldadura de filete. (b) Manga partida de cercado completo. (c) Abrazadera mecánica

Es importante considerar que muchas de las grietas por fatiga de estructuras metálicas soldadas están fuertemente asociadas con discontinuidades en la soldadura (Link, 1990). Domazet (1996) reportó incrementos en la vida a fatiga de placas de aluminio agrietadas por fatiga que fueron reparadas con parches metálicos fijados por soldadura, sin embargo, aparecieron nuevas ubicaciones críticas al pie de los filetes, entre el refuerzo y la placa reparada. Fazzini (2006) también resalta la importancia de uno adecuado procedimiento de soldadura cuando se utilicen parches soldados para reparar tuberías.

El uso de parches metálicos fijados con sujetadores, implica la formación de concentradores de esfuerzos alrededor de los sujetadores. Además, la aplicación de este tipo de reparación puede involucrar corrosión galvánica (debido al uso de diferentes tipos de materiales metálico o debido a la formación de celdas de composición). Un potencial inconveniente cuando se utilizan parches metálicos, es que se puede requerir el desensamble con el fin de inspeccionar (Avdelidis, et al., 2004).

La geometría del parche metálico, su orientación respecto a la trayectoria de crecimiento y el tamaño de la grieta afectan el rendimiento de este tipo de reparaciones. Las geometrías largas y delgadas se consideran perjudiciales, los defectos de gran tamaño y profundidad también tienen una influencia negativa en el desempeño de la reparación (Fazzini & Otegui, 2006).

2.4.2. Parches adhesivos

El desarrollo de reparaciones con parches de materiales compuestos fue lanzado por la Fuerza Aérea Real Australiana (RAAF) a finales de la década de 1970, con el fin de

reparar partes de aeronaves (Baker, 1984) . Desde entonces, esta tecnología ha sido utilizada por muchos fabricantes de la industria aérea militar y comercial.

En años recientes la tecnología de parches de materiales compuestos ha encontrado uso en otras áreas, algunas de ellas dominadas históricamente por procedimientos de reparación con soldadura. El uso de materiales compuestos no implica trabajo en caliente, ni los riesgos de seguridad asociados. Las reparaciones con parches de material compuesto pueden considerarse una FRT, incluso por fuera del contexto de la aviación (Avdelidis, et al., 2004). Recientemente se ha documentado el uso de materiales compuestos en estructuras marinas, infraestructura civil y en la industria del gas y los combustibles, tanto bajo condiciones de carga estática como bajo cargas cíclicas (Marsh, 2006; Turton, Dalziel-Job, & Livingstone, 2005; Bocciarelli, Colombi, Fava, & Poggi, 2009).

Junto con la ausencia de trabajo en caliente, los parches de material compuesto pueden adaptarse fácilmente a geometrías complejas. Además, los materiales compuestos permiten el diseño de propiedades direccionales de acuerdo a la conveniencia, lo cual contribuye a la optimización de costos y propiedades. Debido a que los parches son livianos, su implementación no requiere el uso de dispositivos de levantamiento. Finalmente, los materiales compuestos se pueden formar a partir de una amplia variedad de materiales, los cuales se pueden seleccionar para adaptarse a las condiciones ambientales y de operación (McGeorge, et al., 2009).

Como cualquier otra técnica de reparación, si se utiliza de manera equivocada, puede resultar ineficiente. Típicamente, en el caso de la industria aeronáutica, cuando se presentan daños menores, los operadores siguen los lineamientos de reparación suministrados por los fabricantes. Los daños que no estén incluidos en los lineamientos, requieren la intervención del fabricante (Mahadesh Kumar & Hakeem, 2000).

Un parche de material compuesto bien diseñado debe tomar una fracción considerable de las cargas de servicio aplicadas a la zona afectada, para que esto se presente, deben considerarse varios factores, entre ellos, las propiedades, la geometría del parche y el adhesivo (Ait Yala & Megueni, 2009). Como regla para la selección de la geometría del parche, este debe cubrir tanto como sea posible las zonas que presentan los mayores

esfuerzos, esto trae como consecuencia que se prefieran las los parches de forma rectangular sobre los parches cuadrados, circulares o elípticos. Un tipo de geometría llamada sesgada, permite cubrir más de las zonas de máximo esfuerzo y menos de las zonas de bajo esfuerzo, ofreciendo un uso optimizado de materiales en el parche. Un análisis teórico predice al diseño sesgado como el diseño óptimo, seguido de la geometría rectangular (Mahadesh Kumar & Hakeem, 2000).

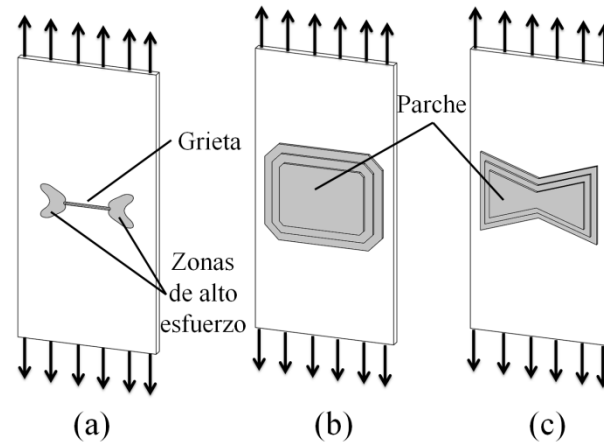


Figura 6. Placa rectangular sometida a cargas cíclicas axiales. (a) Zonas de alto esfuerzo. (b) Parche rectangular, (c) Parche sesgado

Se pueden emplear dos tipos de configuraciones para parches de material compuesto, la configuración asimétrica, la cual utiliza un parche adherido en un lado del componente, y la configuración simétrica, la cual utiliza parches adheridos en ambos lados del componente. La configuración simétrica ha mostrado ser más efectiva que la configuración asimétrica (Belhouari, Bachir Bouiadjra, Megueni, & Kaddouri, 2004; Mahadesh Kumar & Hakeem, 2000). Sin embargo, los componentes mecánicos y las estructuras, no siempre permiten el uso de parches en configuración simétrica, ej. recipientes a presión, tuberías y componentes aeronáuticos.

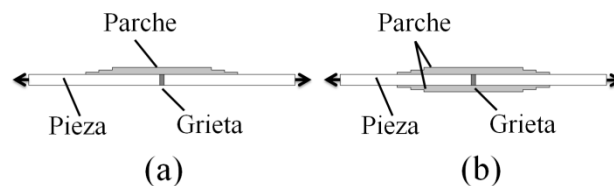


Figura 7. (a) Parche en configuración asimétrica. (b) Parche en configuración simétrica

La principal debilidad de los parches de material compuesto es el desprendimiento o desunión, este es el principal modo de falla bajo cargas de fatiga. El desprendimiento puede iniciar en áreas de concentración de esfuerzos y se va extendiendo, haciendo el factor de intensidad de esfuerzos en la punta de la grieta del material metálico se incremente y con ello la tasa de crecimiento de grietas por fatiga (Tsouvalis, Mirisiotis, & Domou, 2009; Colombi, Bassetti, & Nussbaumer, 2003).

Las zonas de los parches donde los esfuerzos cortantes se hacen más grandes son los bordes del parche o en cercanías de la grieta, y es precisamente en estos puntos donde existe la mayor probabilidad de inicio de desprendimiento (Figura 8). Los estudios han mostrado que cuando el desprendimiento se presente primero en los bordes, su progreso es más acelerado que cuando se inicia en cercanías de la grieta, como la tendencia a iniciar desunión en los bordes está directamente relacionada con mayores espesores del parche, es por esto que se prefieren los parches apilados formando un cono, lo cual alivia los esfuerzos en los bordes del parche (Aggelopoulus, Righiniotis, & Chryssanthopoulos, 2011; Papanikos, Tserpes, & Pantelakis, 2007).

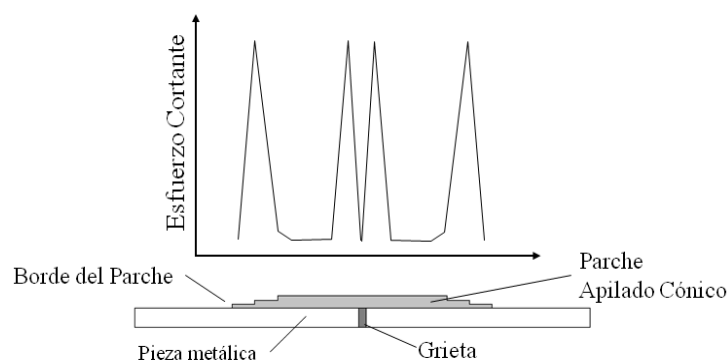


Figura 8. Esquema de la distribución de esfuerzos cortante en un parche adhesivo

Con el objetivo de evaluar la efectividad de los parches de material compuesto, algunos investigadores han evaluado la expectativa de vida de los componentes reparados, en comparación con un componente sin reparar. Maury y otros (2006), predijeron incrementos de hasta 11.4%, en un acero al medio carbono. Domazet (1996) obtuvo de manera experimental incrementos en la vida útil de 9.8% en aleaciones de aluminio. A pesar de los resultados, las predicciones de vida realizadas sobre los componentes reparados dependen de muchas variables, por tanto, la extensión de vida útil debe ser

estimada de acuerdo con la naturaleza del problema y resultados experimentales. Sin embargo estos datos resultan bastante útiles como indicadores para realizar análisis comparativos de diferentes métodos para las condiciones particulares que se verifiquen.

2.4.3. Expansión en frío y esfuerzos compresivos

Muchas grietas por fatiga en componentes mecánicos y estructurales se originan en concentradores de esfuerzos tales como esquinas y agujeros para sujetadores (Pasta, 2007). Desde hace varios años, la técnica de expansión en frío de agujeros ha sido utilizada en la industria aeroespacial, la expansión en frío de agujeros para sujetadores crea una zona de esfuerzos residuales de compresión alrededor del agujero, retardando el crecimiento de agujeros. Sin embargo, muchos de los agujeros de aeronaves comerciales no fueron expandidos en frío durante la construcción, por lo que esta técnica está siendo ampliamente empleada para mejorar el desempeño a fatiga de aeronaves antiguas y retrasar el crecimiento de grietas en las nuevas (Lacarac, Garcia-Granada, Smith, & Pavier, 2004; Zhang & Wang, 2003; Leon, 1998).

En contraste con el efecto de concentración de esfuerzos, los agujeros también pueden ser utilizados para detener grietas, el método de taladrar un agujero es utilizado para reducir el campo de concentración de esfuerzos alrededor de la punta de una grieta (Goto, Miyagawa, & Nisitani, 1996). Sin embargo, un agujero puede afectar la capacidad global de la estructura, por tanto, una manera de mejorar la efectividad de los agujeros es creando esfuerzos compresivos por medio de la expansión en frío. Experimentos desarrollados en aleaciones de aluminio han mostrado que el número de ciclos para iniciar nuevas grietas en el borde del agujero expandido es tres veces mayor que en el borde de un agujero que no ha sido expandido (Ghfiri R. , Shi, Guo, & Mesmacque, 2000; Ghfiri R. , Shi, Guo, & Mesmacque, 2000).

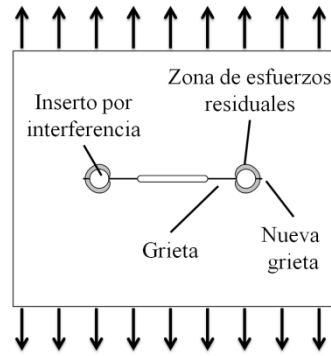


Figura 9. Proceso de re-inicio de una grieta a partir de un agujero expandido en frío

La efectividad de los agujeros expandidos en frío está influenciada principalmente por el tamaño de la grieta, el diámetro del agujero, la calidad superficial del agujero y grado de expansión en frío (DCE), la cual puede ser definida mediante la relación:

$$\%DCE = \frac{D - d}{d} * 100 \quad \text{Ecuación 1}$$

Donde d es el diámetro del agujero taladrado y D es el diámetro final del agujero.

Los mayores incrementos en la vida útil del componente, se obtienen en grietas cortas y con la mejor calidad superficial del agujero posible (Domazet, 1996). Debido a que los agujeros producen una considerable reducción en la concentración de esfuerzos en la punta de la grieta, cuando el diámetro del agujero se incrementa, la fuerza motriz para la iniciación de la grieta es reducida, llevando a un incremento en la vida útil. El incremento en el DCE también induce efectos benéficos en la vida a fatiga (Song & Shieh, 2004; Amrouche, Mesmacque, Garcia, & Talha, 2003). Finalmente, la reparación por expansión en frío de agujeros, no previene la fuga de fluidos, por tanto no puede ser implementada donde esto sea un requerimiento.

Otras técnicas para la reparación de grietas por fatiga, toman ventaja del efecto de los esfuerzos residuales de compresión. Los esfuerzos residuales de compresión en la superficie de componentes mecánicos tiene un efecto benéfico en el límite de fatiga, estos esfuerzos residuales pueden retardar el inicio de la grieta y la propagación (Hammond & Meguid, 1990). Los esfuerzos residuales de compresión en la superficie pueden ser obtenidos utilizando el proceso de granallado o a través de técnicas de aplastamiento (Goto, Miyagawa, & Nisitani, 1996; Song & Sheu, 2002). Las técnicas de aplastamiento consisten

en la aplicación de presión a través de esferas de acero (o de materiales duros) con el fin de realizar pequeñas abolladuras o huellas en la superficie, cerca de la punta de la grieta (Figura 10). La mayor efectividad de la técnica se obtiene en espesores pequeños y altas cargas de aplastamiento, aplicadas en la superficie de materiales blandos, tal combinación de condiciones conduce a una mayor cantidad de deformación plástica alrededor de la punta de la grieta (Song & Sheu, 2002).

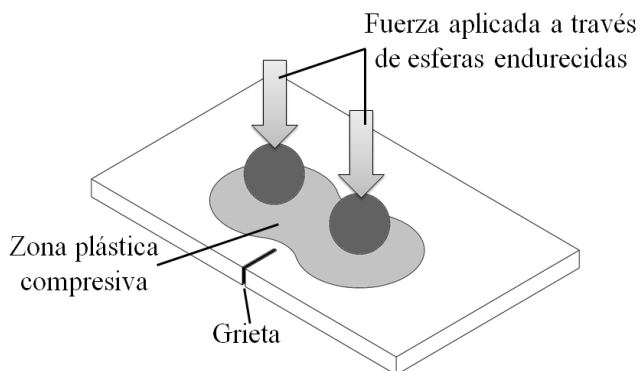


Figura 10. Zona plástica inducida al presionar esferas endurecidas en la superficie de una placa agrietada

2.4.4. Sobrecargas a tensión o picos de carga

Durante el crecimiento de una grieta por fatiga, bajo el efecto de cargas cíclicas reales, pueden presentarse eventos de sobrecarga. Una sobrecarga en un sólido dúctil agrietado, causa un leve incremento en la tasa de crecimiento, seguido por una disminución sustancial de la tasa de crecimiento, aunque luego de un cierto número de ciclos nuevamente vuelve la tasa de crecimiento inicial, el efecto de disminución presentado puede aprovecharse como posible método de reparación (Kumar & Singh, 1992; Domazet, 1996).

El micro-mecanismo preciso asociado al fenómeno de disminución de la tasa de crecimiento de grietas no es completamente claro, sin embargo, desde el punto de vista de la plasticidad, el retardo en el crecimiento es ocasionado por los esfuerzos compresivos producidos por la diferencia de deformación entre la zona plástica del borde de la grieta y la zona elástica que la rodea cuando se aplica los picos de sobrecarga, el esfuerzo neto en la punta de la grieta se reduce por el campo de esfuerzos compresivos que se forma (Wang, Palmberg, & Bolm, 1992; Shuter & Geary, 1995).

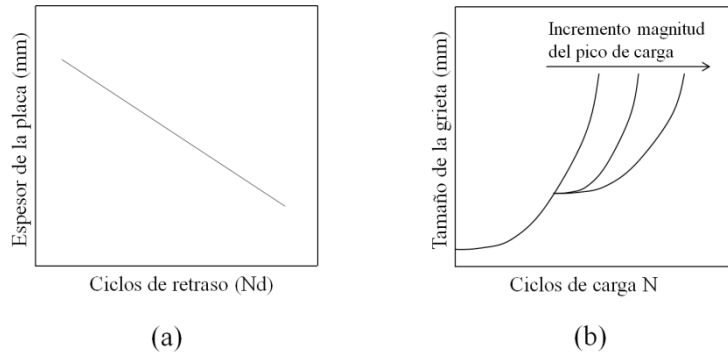


Figura 11. Ilustración esquemática del efecto de (a) el espesor de la placa (Shuter & Geary, 1995) y (b) la magnitud del pico de carga en el retardo de la propagación de la grieta

El período de retraso tiene relación directa con la magnitud del pico de sobrecarga aplicado (Figura 11) y también con el espesor de la placa sometida a este procedimiento (Codrington, 2009; Shuter & Geary, 1995). En general, el incremento en el espesor, dejando estáticos los demás parámetros, resultará en una reducción en el efecto de retardo (Skorupa, 1998). En la medida que se incrementa el espesor de la placa, puede presentarse una transición desde el estado de esfuerzo plano a estado de deformación plana, esta transición puede resultar en una zona plástica más pequeña (Codrington, 2009).

A pesar de los efectos benéficos relacionados con picos de sobrecarga aplicados intencionalmente, el control preciso de los niveles de carga no siempre es sencillo, adicionalmente; la aplicación de sobrecargas puede requerir accesorios especiales. Por tanto, los principales esfuerzos en las investigaciones se concentran en el estudio del efecto de retardo de los picos de sobrecarga como parte del análisis del comportamiento de los componentes bajo el efecto de cargas de amplitud variable, de lo cual existe una vasta cantidad de literatura científica (Liu, Du, & Zhang, 2011).

2.4.5. Calentamiento Localizado

Adicional a la aplicación de picos de carga, existen otros métodos para retardar el crecimiento de grietas por fatiga. Uno de esos métodos consiste en el calentamiento del componente completo al mismo tiempo que se está aplicando una carga estática (Lam & Griffiths, 1990; Ibrahim, Sayers, & Ischenko, 1998). Este procedimiento termomecánico induce un campo de esfuerzos residuales de compresión alrededor de la punta de la grieta. En contraste con el procedimiento de picos de carga, el calentamiento ocasiona una disminución en la resistencia a la cedencia del material. De esta forma, se requieren

menores cargas para producir las zonas de esfuerzos compresivos alrededor de la punta de la grieta (Ibrahim, Sayers, & Ischenko, 1998).

Con el fin de superar las dificultades relacionadas con la termo-fluencia, el área de calentamiento puede ser reducida a una pequeña zona en o cerca de la punta de la grieta (Harrison, 1965; Chen, Griffiths, & Lam, 1993). Cuando la pieza metálica es calentada localmente (Figura 12), los esfuerzos residuales de compresión, no son una consecuencia exclusiva de las cargas aplicadas, sino que también son consecuencia de la expansión térmica localizada. Por otro lado, el metal cerca a la periferia y alrededor de ella estará expuesto a menores temperaturas. El metal que está sometido a mayores temperaturas, es comparativamente más débil que el metal que lo rodea, por lo cual tenderá a fluir plásticamente (Wulpi, 1999). Por tanto la porción interna de la zona calentada experimenta un efecto de aplastamiento y por lo cual se genera un campo de esfuerzos residuales de compresión. Los esfuerzos compresivos inducidos exclusivamente por el calentamiento localizado pueden ocasionar que el crecimiento de la grieta se retarde como si se aplicara un pico de carga (Verma & Ray, 2002).

Cuando un metal es calentado localmente, debe tenerse cuidado con la aplicación directa del calor, debido a que este tipo de calentamiento puede dañar la superficie por la exposición directa a altas temperaturas. Para evitar los cambios en la superficie y los cambios micro-estructurales, se pueden inducir puntos caliente a través de calentamiento indirecto. Esto se puede realizar a través de la conducción del calor, utilizando un botón metálico ubicado firmemente en la superficie de la pieza a reparar, luego el botón se expone a una llama de oxi-combustible (Figura 12). Las regiones que rodean el botón se protegen de la llama directa colocando capas de aislamiento térmico (Verma & Ray, 2002; Ray, Verma, & Mohanthy, 2002).

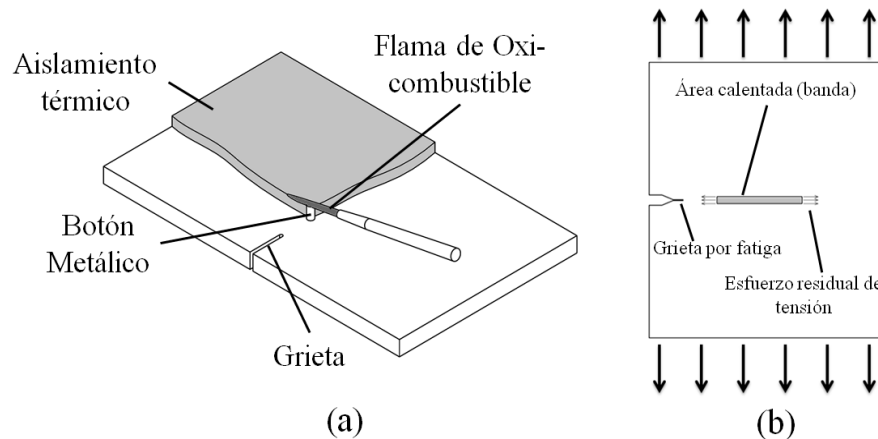


Figura 12. Ilustración de: (a) calentamiento indirecto localizado. (b) El método de Parker para inducir esfuerzos residuales de tensión

Un método alternativo para retardar el crecimiento de grietas, utilizando calentamiento localizado, es propuesto por Parker (1991). El método de Parker (Figura 12) induce esfuerzos residuales de tensión en el frente de la punta de la grieta, paralelo a la dirección de propagación. Cuando la punta de la grieta y su dirección de propagación se han identificado, es necesario producir diferenciales de temperatura entre una banda estrecha y las porciones de la superficie adyacentes a la banda estrecha. Los diferenciales de temperatura producidos entre la banda estrecha y las porciones adyacentes sin calentar son lo suficientemente grandes como para que la expansión debido al calentamiento ocasione un flujo plástico en la banda estrecha. Al retornar a la temperatura normal de servicio, el flujo plástico resulta en un esfuerzo residual de tensión que actúa en la dirección de propagación. Se espera que los esfuerzos de tensión sean lo suficientemente grandes como para retardar de forma efectiva la tasa de crecimiento. La fuente de calor debe tener la capacidad de producir una banda estrecha, ej. Calentamiento por láser. Los resultados numéricos y experimentales han mostrados resultados prometedores cuando el método se aplica en láminas de aluminio (Yee & Sidhu, 2005).

Debido a que el láser produce una fuente de calor altamente concentrada, ha sido utilizado para modificar las propiedades superficiales de muchas aleaciones de ingeniería, en muchos casos con el objeto de mejorar las propiedades a fatiga. Se ha encontrado que el tratamiento térmico por láser frente a la punta de la grieta tiene un efecto marcado en la tasa de crecimiento de la grieta. Algunos investigadores han reportado la disminución de la tasa de crecimiento de la grieta en regiones frente a zonas calentadas por láser (Tsay, Yang, &

Young, 2001; Shiue, Chang, Young, & Tsay, 2004). En componentes tratados térmicamente con láser, los esfuerzos residuales se originen principalmente por dos circunstancias, esto es, por las deformaciones térmicas localizadas y/o por las deformaciones volumétricas debido a transformaciones de fase. Los métodos de disminución de las tasas de crecimiento de grietas con láser no siempre producen el tipo de esfuerzos residuales reportados por Parker (1991) en las aleaciones de aluminio.

2.4.6. Técnicas de retardo por infiltración

El concepto de cierre de grietas por fatiga⁵ introducido por Elber (1970; 1971), establece que las tasas de crecimiento de grietas por fatiga son influenciadas no solo por las condiciones alrededor de la punta de la grieta, sino también por la naturaleza de las caras de la grieta que entran en contacto detrás de la punta de la grieta durante la etapa de descarga. A pesar que el cierre de la grieta no es entendido por completo, se considera como un factor importante en la disminución de la tasa de propagación de grietas por fatiga. Los mecanismos más factibles que ocasionan el cierre de las grietas por fatiga son (Gross, 1996): (i) La deformación plástica del material en la región cerca de la punta de la grieta; (ii) La rugosidad de las superficies de la grieta; (iii) El crecimiento de óxidos dentro de la grieta; (iv) la presencia de fluidos viscosos dentro de la grieta y; (v) las transformaciones de fase cerca de la punta de la grieta.

Los mecanismos mencionados indican que el cierre de la grieta se da en mayor medida por el bloqueo causado por el ingreso de objetos extraños dentro de la grieta. Esto lleva a la idea de un cierre de grieta inducido para la disminución de la tasa de crecimiento de grietas, a través de la introducción artificial de objetos en la grieta (Shin, Wang, & Song, 1996; Shin & Hsu, 1992).

Lo estudios experimentales sugieren que la infiltración puede ser una técnica factible para la reparación y ocasionar una extensión considerable de la vida útil de componentes agrietados. La infiltración es considerada útil para grietas por fatiga tanto en la superficie como grietas que atraviesen el espesor de la pieza. Sin embargo el primero de estos dos casos ha sido poco estudiado (Shin & Cai, 2008). Muchos tipos de materiales y procesos para infiltración han sido verificados por los investigadores, tales materiales incluyen las

⁵ Fatigue Crack Closure

resinas epóxicas (Shin & Hsu, 1992; Sharp, Clayton, & Clark, 1997; Shin & Cai, 2008), resinas epóxicas reforzadas (Song, Hwang, & Shin, 1998), infiltrantes acuosos con metales en suspensión (Shin & Hsu, 1992) y electrodeposición de metales (Ur-Rehman & Thomason, 1993; Shin & Chen, 2001).

Las resinas epóxicas son el material más común utilizado para infiltraciones, sus propiedades hacen a este material adecuado para inducir el cierre de grietas, algunas de estas propiedades son (Song, Hwang, & Shin, 1998): el material es adhesivo y no es corrosivo para la superficie del metal, no es volátil con un cambio de volumen casi despreciable durante el proceso de endurecimiento; y buena resistencia a la acción del medio ambiente tanto como al ataque químico. No obstante, las resinas epóxicas también exhiben algunas desventajas (Shin & Chen, 2001): primero, su uso está limitado a bajas temperaturas de servicio, porque estos materiales se pueden desintegrar cuando se someten a condiciones de altas temperaturas, y segundo, se ha demostrado que se obtiene una mayor efecto de cierre de la grieta cuando el material infiltrado tiene una baja viscosidad y tensión superficial, de tal forma que puede penetrar en fisuras muy pequeñas fácilmente, sin embargo, la viscosidad de las resinas epóxicas es un poco alta y estas no pueden fluir en las fisuras pequeñas de forma adecuada. Por tanto, la infiltración solo realiza un cubrimiento parcial de las superficies de la grieta (Ur-Rehman & Thomason, 1993).

Uno de los parámetros más importantes que afecta el grado de efectividad al retardar el crecimiento de las grietas al usar el método de infiltración es el nivel de esfuerzo al cual se realiza la infiltración. Usualmente la infiltración se realiza mientras una carga de tensión se aplica a la pieza agrietada por fatiga (aunque también se puede aplicar bajo condiciones de cargas cíclicas con un mayor efecto de retardo del crecimiento), cuando las cargas de tensión son altas, se espera un mayor efecto en el retardo (Sharp, Clayton, & Clark, 1997), esto es, mientras más grande es la apertura de la grieta, mayor será el efecto de retardo de la grieta. Las propiedades del material infiltrado también juegan un papel importante para fomentar el cierre de la grieta, algunos resultados experimentales (Song, Hwang, & Shin, 1998) sugieren que mientras más duro es el material infiltrado mejor es el efecto de retardo del crecimiento de la grieta, esto puede ser causado por una mayor capacidad de soportar las cargas transmitidas entre las superficies de fractura.

La penetración exitosa del material infiltrado tiene un impacto considerable en el efecto de cierre de la grieta, por tanto, debe tenerse especial cuidado al seleccionar los pasos del proceso y los parámetros, una selección incorrecta puede resultar en un desperdicio de tiempo, por ejemplo, la electrodeposición de metales ha mostrado mejor desempeño que las resinas epóxicas, sin embargo la primera puede resultar inefectiva e incluso menos eficiente que la última cuando se aplican métodos y condiciones inadecuadas de infiltración (Shin & Chen, 2001).

Debido a que todavía existen argumentos en relación con el concepto mismo de cierre de la grieta, los esfuerzos recientes se han concentrado en proveer evidencia confiable, con el fin de clarificar las características del fenómeno de cierre de la grieta (Okayazu, Wang, & Chen, 2005; Okayasu & Wang, 2007; Feng, Ding, & Jiang, 2005). A pesar de los múltiples esfuerzos, las técnicas de infiltración parecen estar rodeadas por diversos parámetros difíciles de predecir, los cuales pueden complicar su implementación en condiciones reales y parcialmente controladas.

2.4.7. Soldadura

Los procedimientos de soldadura, han mostrado históricamente ser una forma factible para reparar componentes agrietados por fatiga; una de las técnicas más utilizadas para reparar metales de alta soldabilidad en ambientes industriales (Domazet, 1996). Reparar por medio de soldadura implica preparar la superficie y depositar metal fundido compatible o un metal de aporte a lo largo de la trayectoria de la grieta. Luego del enfriamiento, el cordón de soldadura actúa como supresor de la grieta, y reduce la fuerza motriz para la propagación de las grietas.

A pesar del amplio uso de la soldadura como un método eficaz de reparación, algunos aspectos técnicos deben revisarse antes de ejecutar la reparación. Una de las mayores preocupaciones al utilizar la soldadura es la introducción de defectos que pueden crecer bajo la acción de cargas repetidas (Link, 1990; Collins & Dover, 1984), tal comportamiento es una consecuencia directa de la calidad de la soldadura y de su forma, por tanto, solo deben utilizarse los mejores procedimientos y parámetros de soldadura en los trabajos de reparación (Domazet, 1996; Shankar & Wu, 2002). Para asegurar la calidad apropiada,

pueden llegar a requerirse procedimientos de pre y post tratamiento, especialmente en la soldadura de materiales con baja soldabilidad.

Para superar los aspectos de calidad relacionados con la soldadura, el proceso preferido para la construcción de estructuras en la industria aeronáutica es TIG (Tungsten Inert Gas) o GTAW (Gas-Tungsten Arc-Welding), el cual es apropiado para soldar materiales de poco espesor, dando como resultado alta calidad y cordones de soldaduras prácticamente libres de defectos. Cuando la calidad de la soldadura se asegura apropiadamente, la reparación con soldadura retarda efectivamente la propagación de grietas dentro del material soldado, sin embargo, la tenacidad a la fractura podría decrecer en la zona afectada por el calor (HAZ), llevando a tasas de propagación más altas si nuevas grietas se nuclean en la HAZ (Nascimento & Voorwald, 2010).

2.4.8. Resumen de métodos de reparación de grietas por fatiga

La Tabla 2 resume los aspectos cualitativos más importantes asociados con los métodos de reparación de grietas por fatiga revisados. Esta comparación describe el tipo de defectos que pueden ser reparados, las ventajas y limitaciones asociadas con cada método también se mencionan.

Tabla 2. Resumen de métodos de reparación de grietas por fatiga

Método de reparación	Aplicación	Ventajas	Limitaciones
Parches metálicos	<ul style="list-style-type: none"> Estructuras aeronáuticas, Recipientes a Presión Tuberías de Conducción de fluidos. Diversos tipos de estructuras civiles 	<ul style="list-style-type: none"> Amplio y difundido conocimiento de los procesos y procedimientos. 	<ul style="list-style-type: none"> Riesgos de Corrosión galvánica. Riesgos asociados con el trabajo en caliente. Posibles fuentes de inicio de nuevas grietas con fatiga en parches soldados.
Parches de material compuestos fijados con adhesivos	<ul style="list-style-type: none"> Amplio potencial de uso en múltiples aplicaciones. 	<ul style="list-style-type: none"> No implica trabajo en caliente. Adaptable a formas complejas. Permite el diseño de propiedades direccionales convenientes. Los parches son livianos 	<ul style="list-style-type: none"> Cada reparación requiere un diseño especial. Alta dependencia de la calidad de la unión adhesiva entre el parche y la pieza reparada. Rango limitado de temperatura de trabajo.
Expansión en frío y esfuerzos compresivos	<ul style="list-style-type: none"> Utilizada en agujeros para sujetadores en la industria aeronáutica. 	<ul style="list-style-type: none"> Es rápido en ejecución y económico. Pueden incluirse con facilidad en los procesos de fabricación. 	<ul style="list-style-type: none"> La inserción de agujeros agrega concentradores de esfuerzos a las piezas. No pueden evitar fuga

Método de reparación	Aplicación	Ventajas	Limitaciones
			de fluidos en recipientes.
Picos de sobrecarga	<ul style="list-style-type: none"> Consecuencia de cargas cíclicas de amplitud variable. 	<ul style="list-style-type: none"> Económico, puesto que puede ser consecuencia de la naturaleza aleatoria de las cargas cíclicas. 	<ul style="list-style-type: none"> El control preciso de los niveles de carga no siempre es posible. Puede requerir accesorios o instrumentación especial para su aplicación.
Calentamiento localizado	<ul style="list-style-type: none"> Principalmente usada en sólidos dúctiles. 	<ul style="list-style-type: none"> Requiere herramientas de fácil consecución a nivel industrial. 	<ul style="list-style-type: none"> Peligro de de daños superficiales. Deben considerarse cambios micro-estructurales. Riesgos asociados al trabajo en caliente.
Infiltración	<ul style="list-style-type: none"> Metales dúctiles. No registra aplicaciones industriales. 	<ul style="list-style-type: none"> Versatilidad en la disponibilidad del material de infiltración. 	<ul style="list-style-type: none"> Evidencia poco concluyente del comportamiento post-reparación.
Soldadura	<ul style="list-style-type: none"> Aplicada para corregir grietas, vacíos u otros tipos de defectos en metales de alta soldabilidad. 	<ul style="list-style-type: none"> Los procedimientos de soldadura son bien conocidos y el entrenamiento requerido y equipos son fáciles de adquirir. 	<ul style="list-style-type: none"> La soldadura puede introducir defectos que pueden crecer bajo la acción de cargas repetidas. Puede requerirse pre y post-procesamiento de la soldadura.

2.5. Conclusiones

Detectar y monitorear el daño por fatiga son tareas muy importantes para garantizar una operación confiable de componentes bajo el efecto de cargas cíclicas, por tanto los métodos de inspección no destructiva (NDI) son una herramienta fundamental para garantizar los niveles de confiabilidad. Sin embargo, un análisis de confiabilidad debe establecer si el daño a fatiga detectado degrada o no los niveles de seguridad en la operación. Por tanto, cualquier técnica de inspección no destructiva debe ser utilizada junto con las herramientas analíticas o estadísticas apropiada para determinar el desempeño del componente.

Las grietas por fatiga en componentes sometidos a cargas cíclicas pueden crecer eventualmente hasta tamaños considerados inseguros, en este punto debe tomarse una decisión: reemplazar los elementos afectados por fatiga o repararlos. Reemplazarlos es la

elección tradicional, que algunas veces puede llevar a largos periodos de inactividad para los equipos. Reparar en vez de reemplazar logra ser una elección atractiva cuando se desea evitar largos períodos de parada de los equipos y si la reparación se aplica correctamente, resultará en una mayor extensión del período de servicio, incrementando los indicadores de disponibilidad asociados a los dispositivos.

Para que una técnica de reparación sea considerada una elección atractiva esta tiene que ser eficiente, efectiva desde el punto de vista de costos, simple de inspeccionar y garantizar largos períodos de tiempo entre las inspecciones de forma segura. Las técnicas de reparación rápida (FRT) es la designación tomada desde la industria de aviación militar por los autores para nombrar aquellas técnicas de reparación que se caracterizan por: un mínimo uso de equipos para su implementación, un costo relativamente bajo y una rápida recuperación de la disponibilidad operacional para el componente reparado.

La soldadura es una de las técnicas más utilizadas con resultados satisfactorios en la reparación de metales de alta soldabilidad. Sin embargo, algunos aspectos técnicos deben considerarse antes de implementar la reparación: la soldabilidad, los cambios microestructurales, los esfuerzos residuales y la introducción de defectos son los tipos de preocupaciones más comunes. La mayor parte de los problemas relacionados con la calidad de la soldadura pueden ser superados utilizando los procesos de soldadura apropiados, de cualquier modo, la tenacidad a la fractura puede reducirse en la zona afectada por el calor (HAZ), llevando a tasas de propagación de grietas más altas en esta zona. A pesar de los diversos aspectos que rodean la reparación con soldadura, esta puede ser considerada una FRT para muchas situaciones prácticas y se puede obtener un excelente desempeño cuando se tiene el cuidado adecuado.

Los parches metálicos han mostrado ser una buena alternativa para la reparación de grietas por fatiga, los parches son utilizados ampliamente como FRT en estructura aeronáuticas, sobre todo en zonas donde se requiere la utilización de sujetadores mecánicos por los efectos adversos que puede tener el calentamiento en la microestructura y la resistencia de esos materiales. La sujeción por soldadura de los parches metálicos está orientada principalmente a secciones de tuberías o recipientes a presión, cuyos materiales son susceptibles de ser soldados. Los parches metálicos soldados tienen casi el mismo tipo

de inconvenientes relacionados con las técnicas de reparación por soldadura, además del hecho de que los filetes de soldadura alrededor del parche, son las zonas más críticas para la nucleación y crecimiento de nuevas grietas. Los parches metálicos instalados a través de sujetadores mecánicos implican la formación de concentradores de esfuerzo y el riesgo de corrosión galvánica. Además algunas técnicas de inspección podrían no ser útiles luego de la reparación debido a que las grietas están ocultas por el parche. Sin embargo, se puede obtener un buen desempeño cuando se consideran adecuadamente estos aspectos en el diseño de la reparación.

Algunas veces se presentan situaciones especiales, en la cuales no se permite la aplicación de trabajo en caliente, y tampoco la introducción de discontinuidades tales como las que se realizan para la instalación de sujetadores mecánicos. Si a todo esto se le agrega la una forma compleja, los parches fijados por unión adhesiva son la opción más apropiada. Los parches de material compuesto tienen las ventajas asociadas con el diseño conveniente de propiedades direccionales y el bajo peso. Pero, como cualquier otro método, se deben tener algunas consideraciones especiales, la más importante es el riesgo de desprendimiento bajo la acción de cargas cíclicas, lo cual afecta de rigidez global y la porción de las cargas de servicio que son absorbidas por el parche.

Algunas de las técnicas de inspección de grietas por fatiga y de los métodos de reparación no han encontrado gran aceptación desde un punto de vista práctico, sin embargo cada día se realizan grandes esfuerzos para encontrar nuevos métodos de inspección y reparación o solo para mejorar del desempeño de las técnicas más conocidas.

CAPÍTULO 3

MODELOS PARA LA ESTIMACIÓN DE LA EFECTIVIDAD DE DOS MÉTODOS DE REPARACIÓN

3.1. Resumen del Capítulo

Este capítulo presenta los modelos planteados para estimar la tasa de propagación de grietas por fatiga en aceros simples al medio carbono. El capítulo se divide en tres partes: la primera parte presenta los modelos que determinan el comportamiento de la pieza de acero sin reparación; la segunda parte presenta los modelos que determinan el comportamiento de la probeta reparada con parches de fibra de carbono; finalmente se presentan los modelos que estiman el comportamiento de propagación de grietas por fatiga de las probetas reparadas con pines de acero.

Las estimaciones de los modelos desarrollados se comparan y analizan en el capítulo 4 con los resultados experimentales.

3.2. Introducción

En este capítulo, se utilizan diversos conceptos de la elasticidad, la mecánica de materiales y la mecánica de la fractura, con el fin de establecer modelos, que representen los fenómenos y que permitan predecir el comportamiento observado en los resultados experimentales. Los conceptos se complementan, en algunos casos, con herramientas de simulación a través de métodos numéricos, que permite simplificar la determinación del campo de esfuerzos y desplazamientos alrededor de la punta de la grieta.

El presente capítulo puede ser revisado junto con el Anexo A, el cual comprende una serie de conceptos básicos asociados al fenómeno mismo de fatiga y a los principios de mecánica de la fractura, los cuales permiten tener una mayor comprensión de algunos conceptos utilizados.

3.3. Fenómenos y Modelos involucrados en el crecimiento de grietas por fatiga.

El objetivo del presente trabajo es establecer modelos, basados principalmente en mecánica de la fractura, para estimar el comportamiento de una grieta que se propaga en un acero de medio carbono que es sometido a cargas de fatiga axial. Para el planteamiento de los modelos se establecen a continuación una serie de consideraciones y limitaciones:

- La grieta por fatiga se presenta en una placa metálica de medio carbono y la grieta atraviesa de forma simétrica el espesor de la placa metálica, también se considera que el frente de la grieta se mueve de forma idéntica en ambas caras de la placa.
- El parámetro que define la condición crítica para un crecimiento inestable de la grieta por fatiga es la tenacidad a la fractura K_{IC} en deformación plana.
- La deformación plástica solo se desarrolla en la punta de la grieta y se mantiene de un tamaño lo suficientemente pequeño como para considerar que el fenómeno puede caracterizarse a través de la mecánica de la fractura elástica lineal (LEFM), esto es $r_o \ll 2a$, donde r_o es el radio de la zona plástica en la punta de la grieta y $2a$ es el tamaño total agrietado en el material metálico.
- Se establece que solo existe una grieta bien definida en el material a estudiar, no se verifica el efecto de múltiples grietas.
- El estado de deformación plana prevalece en el fenómeno estudiado.
- La grieta por fatiga se propaga en forma recta y perpendicular a la dirección de aplicación de la carga cíclica, Modo I de carga (Ver Figura A-10, Anexo A).

- La grieta se propaga paralela a la dirección de laminado de la placa metálica que la contiene. Es decir en la dirección en la cual la tenacidad a la fractura del material es la menor.
- Las grietas por fatiga estudiadas superan el umbral de pequeñas grietas, es decir no se está considerando el régimen de crecimiento de pequeñas grietas o grietas del orden de magnitud micro-estructural para este material.
- La formación y el crecimiento de grietas se presenta como consecuencia de las cargas cíclicas y no de otros factores tales como las condiciones ambientales.

Los principios asociados a LEFM han probado ser una herramienta útil en la predicción de la vida de componentes estructurales (Farahmand, 2001). Con el fin de facilitar la comparación con los resultados experimentales, se decide desarrollar los modelos tomando como referencia la geometría de las probetas descritas en el procedimiento experimental de la norma ASTM (Figura 32. Geometría de la probeta M(T), de acuerdo a la Norma ASTM E647). Adicionalmente, se asume que los valores nominales de las propiedades y parámetros utilizados en los modelos se obtuvieron de la válida y correcta ejecución de las normas ASTM E647 (ASTM, 2013a), E8 (ASTM, 2013b) y E399 (ASTM, 2012a).

La consideración de que el fenómeno se desarrolla con deformaciones plásticas tan pequeñas que se puede considerar elástico lineal, permite asumir que la interacción de los fenómenos presentes responde a la superposición de los efectos de cada uno de los estímulos realizados. Este supuesto, sin embargo, se revisa en cada uno de los apartados y de acuerdo a los fenómenos presentes en cada caso.

El supuesto de la existencia de una macro-grieta, es decir una grieta de gran tamaño comparada con las características micro-estructurales del material, permite darle un límite a los objetivos del trabajo, pues no se consideran los fenómenos de crecimiento de grietas cerca del régimen del umbral o conocidas como grietas pequeñas (Región I en Figura A-18, Anexo A).

La suposición de existencia de macro-grietas, adquiere relevancia al establecer que los resultados del presente trabajo de investigación serán aplicados en piezas de uso a nivel industrial. En tales condiciones, si bien es cierto que existe la tecnología suficiente como para determinar el estado de deterioro de un material a escala muy pequeña, con frecuencia, en la industria solo se cuenta con métodos de inspección tales como el ultrasonido, las corrientes inducidas, la emisiones acústicas y la inspección visual⁶, los cuales son capaces de detectar grietas muy pequeñas, pero que siguen siendo grietas grandes comparadas con el tamaño promedio de grano de un acero al medio carbono, que en el presente trabajo, se asumirá como un acero AISI 1045 recocido a 700°C durante 30 minutos.

Las consideraciones anteriores permiten que el crecimiento de grietas por fatiga, en los componentes estudiados, pueda ser caracterizado por medio de la Ley de Paris, particularmente a través de la ecuación.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad \text{Ecuación 2}$$

Donde el factor de intensidad de esfuerzos ΔK se define de acuerdo a las condiciones particulares de la grieta que se propaga (Ecuación 3), en el caso estudiado, se verifica la propagación de una grieta sobre un componente con la geometría de una probeta M(T), de acuerdo a lo especificado en la norma ASTM E-647 (ASTM, 2013a).

$$\Delta K = \frac{\Delta P}{B} \sqrt{\frac{\pi(2a/W)}{2W} \sec \frac{\pi(2a/W)}{2}} \quad \text{Ecuación 3}$$

Donde $\Delta P = P_{max} - P_{min}$ para $R > 0$ y $\Delta P = P_{max}$ para $R \leq 0$ (Ver Apartado A.2.1. del Anexo A para mayor claridad de estos términos). Los demás términos hacen parte de la geometría de la pieza y pueden verificarse en la Figura 13 y en la Figura 32.

Una de las mayores debilidades del Modelo de Paris expresado tal como se encuentra en la Ecuación 2 es que los parámetros C y m dependen del material y de la razón de cargas R . Para superar estos inconvenientes, Huang y Moan (2007), proponen un modelo, que inserta las variables β y β_1 , que son más o menos constantes para un grupo de materiales y

⁶ En el apartado 2.3. Métodos de detección de grietas y daño por fatiga, se realiza un recorrido por los diferentes métodos de detección de grietas utilizados a nivel industrial, haciendo énfasis en los tipos de defectos que pueden detectar, sus principales ventajas y desventajas.

que permiten utilizar los parámetros C y m de la ley de Paris obtenidos a partir del ensayos con R entre 0 y 0.1, para determinar el comportamiento de crecimiento de grietas con diferentes razones de carga R . En teoría, esta formulación (Ecuación 4 y Ecuación 5) permite que las constantes C y m obtenidas de un ensayo a razón R constante, pueda utilizarse bajo diferentes condiciones de carga, lo cual es muy útil para diversas aplicaciones de ingeniería.

$$\frac{da}{dN} = C(M\Delta K)^m \quad \text{Ecuación 4}$$

$$M = \begin{cases} (1 - R)^{-\beta_1} & (-5 \leq R < 0) \\ (1 - R)^{-\beta} & (0 \leq R < 0.5) \\ (1.05 - 1.4R + 0.6R^2)^{-\beta} & (0.5 \leq R < 1.0) \end{cases} \quad \text{Ecuación 5}$$

De acuerdo a las verificaciones experimentales realizadas por Huang y Moan (2007), el parámetro β puede ser aproximado a 0.7 y $\beta_1 = 1.2\beta$ para aleaciones de aluminio y acero, aunque estos parámetros pueden ser afinados a partir de programas experimentales específicos para grupos de materiales o aleaciones.

3.4. Modelos para la determinación del comportamiento de los parches de material compuesto.

En la reparación de componentes, utilizando parches de material compuesto (Figura 13), se consideran las siguientes etapas:

- El componente se encuentra agrietado, con una grieta que ha crecido por fatiga hasta un tamaño a . El tamaño a se escoge arbitrariamente y depende de la tecnología de detección de grietas que se esté utilizando.
- Se instala un parche de material compuesto con las siguientes características:
 - El parche es unidireccional, con las fibras en el sentido de aplicación de la carga, esto es, perpendicular a la dirección de crecimiento de la grieta.
 - El parche se aplica en ambas caras de la pieza agrietada, es decir un parche simétrico (Ver Figura 7 y Figura 13). Aunque la utilización de parches simétricos excluye muchas aplicaciones, incluyendo recipientes a presión, el presente estudio está motivado por una serie

de aplicaciones en la industria minera, en las cuales se tiene acceso a ambas caras de la placa agrietada por fatiga.

- Luego de aplicar la reparación y cumplir con el tiempo de curado requerido por el adhesivo utilizado en el parche, el componente reparado se continúa sometiendo al régimen de carga con el que se encontraba antes de la aplicación de la reparación. El régimen de carga continúa hasta que se alcance el tamaño de grieta considerado crítico en la pieza sin reparar.

Adicional a las consideraciones del apartado 3.3. “Fenómenos y Modelos involucrados en el crecimiento de grietas por fatiga.” Se asume que el comportamiento de la pieza metálica agrietada se ve alterado porque, al reparar con el parche de material compuesto, el campo de esfuerzos en la punta de la grieta modifica como consecuencia de una redistribución de las cargas aplicadas. En otras palabras, el factor de intensidad de esfuerzos K en la probeta, se ve disminuido porque la probeta estará sometida a una carga menor debido a la redistribución entre la probeta y el parche.

Como se estableció en el apartado 2.4.2. “Parches adhesivos”, una de las principales debilidades de los parches de material compuesto es el desprendimiento en la interfaz adhesiva, por lo cual este aspecto toma relevancia en la determinación del desempeño de la reparación utilizando parches. De hecho el tratamiento y comportamiento de la interfaz adhesiva entre la probeta de acero y el material compuesto, es el aspecto más importante en la determinación de la efectividad del método de reparación.

Con el fin de hacer evidente el efecto del deterioro y desempeño de la unión adhesiva entre la superficie de acero y el material compuesto, en el presente trabajo se plantean dos enfoques, el primero de ellos es el más simple y asume un modelo sencillo de adhesión “perfecta”, el cual predice un desempeño muy superior al de cualquier reparación, pero que, posteriormente permitirá establecer un indicador de desempeño de este tipo de reparaciones.

El segundo enfoque considera el deterioro progresivo de la unión adhesiva como consecuencia de los esfuerzos cíclicos en la interfaz. Este es el panorama puede ser adaptado a las condiciones reales a las que se verá sometido el componente.

3.4.1. Enfoque 1. Cuando la se considera una adherencia perfecta entre el parche y la probeta de acero.

En el primer enfoque se aproxima el problema de la manera más sencilla posible, la siguiente es una lista de consideraciones aplicables a esta aproximación:

- Existe una adhesión “perfecta” entre el material del parche y la pieza metálica reparada, esto quiere decir que entre la placa de acero y el material compuesto no existe desplazamiento relativo en ningún punto y tampoco un deterioro de la interfaz adhesiva.
- Se considera despreciable la cantidad de daño que pueda sufrir el material compuesto a lo largo de la dirección de las fibras, por lo cual sus propiedades mecánicas permanecen inalteradas durante el fenómeno.
- Se considera que el sistema ha alcanzado su límite de vida útil cuando se ha alcanzado el tamaño de grieta que llevaría a la probeta sin reparación a un valor de factor de intensidad de esfuerzos (SIF) igual a la tenacidad a la fractura en deformación plana.

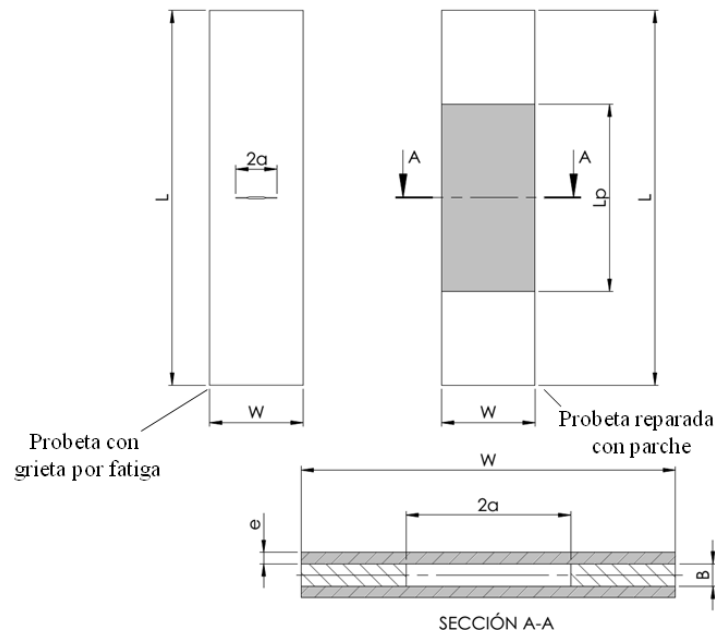


Figura 13. Esquema de probeta agrietada por fatiga y su reparación con parches de Fibra de Carbono

En la Figura 13 se muestra el esquema de reparación de la pieza metálica con parches de material compuesto, la pieza metálica tiene dimensiones $L \times W \times B$, siendo B el espesor,

cada parche aplicado tiene un espesor e , y una longitud L_p . Al momento de aplicar la reparación la grieta tiene un tamaño $2a$, que va incrementándose como consecuencia de la aplicación de las cargas cíclicas.

Con base en las consideraciones planteadas, se asume que no hay desplazamiento relativo entre los componentes de la interfaz adhesiva, por lo cual asumimos que en promedio ambos materiales se alargan la misma cantidad:

$$\delta_p = \delta_m \quad \text{Ecuación 6}$$

Donde los sub-índices p y m indican parche y metal respectivamente, por tanto en la zona reparada con el parche metálico se cumple:

$$\int_0^{L_p} \frac{P_p(x)}{A_p(x)E_p(x)} dx = \int_0^{L_p} \frac{P_m(x)}{A_m(x)E_m(x)} dx \quad \text{Ecuación 7}$$

P, A y E, representan Fuerza, Área y Módulo de Elasticidad respectivamente, tanto en el parche como en la pieza metálica. Considerando que en un instante dado, tanto la sección transversal como las propiedades mecánicas de los componentes de la interfaz son constantes a lo largo de la reparación, se obtiene:

$$\frac{P_p}{A_p E_p} = \frac{P_m}{A_m E_m} \quad \text{Ecuación 8}$$

Adicionalmente la fuerza total ejercida sobre la probeta (incluyendo el parche) puede expresarse como la suma de la fuerza soportada por el parche y la asumida por el metal:

$$P_T = P_p + P_m \quad \text{Ecuación 9}$$

Acomodando lo anterior en la Ecuación 8.

$$P_m = P_T \frac{A_m E_m}{A_p E_p + A_m E_m} \quad \text{Ecuación 10}$$

Sea $f_m = \frac{A_m}{A_T}$ y $f_p = \frac{A_p}{A_T}$, donde A_T es la suma del área transversal del parche más el área transversal de la pieza metálica, por tanto $f_p = 1 - f_m$, por tanto la Ecuación 10 puede expresarse como:

$$P_m = P_T \frac{f_m E_m}{(1 - f_m) E_p + f_m E_m} \quad \text{Ecuación 11}$$

De dónde, con base en la Figura 13, se puede expresar que:

$$f_m = \frac{B(W - 2a)}{B(W - 2a) + 2We} \quad \text{Ecuación 12}$$

La expresión de la Ecuación 12 va evolucionando con el crecimiento del tamaño de la grieta por fatiga.

Por otro lado, en la Ecuación 11 se requiere el módulo de elasticidad del parche de material compuesto, el cual puede determinarse a partir de un equilibrio de fuerzas y un análisis similar al anterior para conseguir la expresión:

$$E_p = E_r(1 - f_f) + E_f f_f \quad \text{Ecuación 13}$$

Donde f_f representa la fracción volumétrica de fibra en el material compuesto y los subíndices r y f representan la fibra y la resina respectivamente.

Al evaluar la Ecuación 11, se puede determinar el factor de intensidad de esfuerzos K para la pieza de material metálico. Con el factor de intensidad de esfuerzos y la ayuda de la ecuación de Paris para la tasa de crecimiento de grietas por fatiga, se puede determinar el número de ciclos hasta que la grieta en el material metálico crece hasta el tamaño considerado crítico.

Las propiedades mecánicas de las fibras y la resina del material compuesto pueden obtenerse de los datos de capacidad ofrecidos por los fabricantes o a partir de ensayos mecánicos de tensión aplicados sobre probetas fabricadas para dicho fin.

El efecto de reemplazar los diferentes valores de los parámetros geométricos y mecánicos de las ecuaciones del presente apartado, se muestran en el capítulo 4 en 4.8.1. *Verificación de los modelos para la determinación del comportamiento de los parches de material compuesto.*, donde además se realiza un análisis comparativo entre los resultados obtenidos a partir del modelo planteado en el Enfoque 1 y del modelo planteado en el Enfoque 2.

3.4.2. Enfoque 2. Cuando se considera el deterioro en la Interfaz adhesiva.

La evidencia experimental (Duell, Wilson, & Kessler, 2008; Bocciarelli, Colombi, Fava, & Poggi, 2009) muestra que bajo condiciones de carga cíclica, los parches unidos con adhesivos tenderán a desprenderse luego de una cantidad considerable de ciclos de carga, en comparación con adhesivos bajo condiciones de carga estática.

Con base en lo anterior, se considera lo siguiente:

- Para plantear el modelo, se considerará que los esfuerzos que se transmiten a través de la interfaz adhesiva no son tan grandes como para desprender el material compuesto de la superficie del metal pero si son lo suficientemente grandes como para deteriorar de manera progresiva y predecible la unión en la interfaz entre el material compuesto y la pieza de acero al carbono.
- Se considera que las combinaciones de carga no ocasionan que el material compuesto falle. Se considera que los modos de falla del sistema parche-pieza metálica, están asociados al crecimiento de la grieta por fatiga en el material metálico y por el deterioro progresivo de la interfaz adhesiva, algunos trabajos relacionados con el tema sugieren que este principio es aplicable (Papanikos, Tserpes, & Pantelakis, 2007)
- El desprendimiento inicial del parche se puede presentar solo en dos sitios, las cercanías “boca de la grieta” en el material metálico y los bordes del parche (Figura 8). Este supuesto se basa en la evidencia presentada por diversos trabajos, algunos de ellos discutidos en el apartado 2.4.2. Parches adhesivos.
- El desprendimiento o desunión del parche se da como consecuencia de los esfuerzos cortantes en la interfaz adhesiva, es decir no se considera la presencia de esfuerzos de pelado⁷.

⁷ Peeling

Desunión del Parche de Material Compuesto y la pieza metálica (Aproximación de Mecánica de la Fractura)

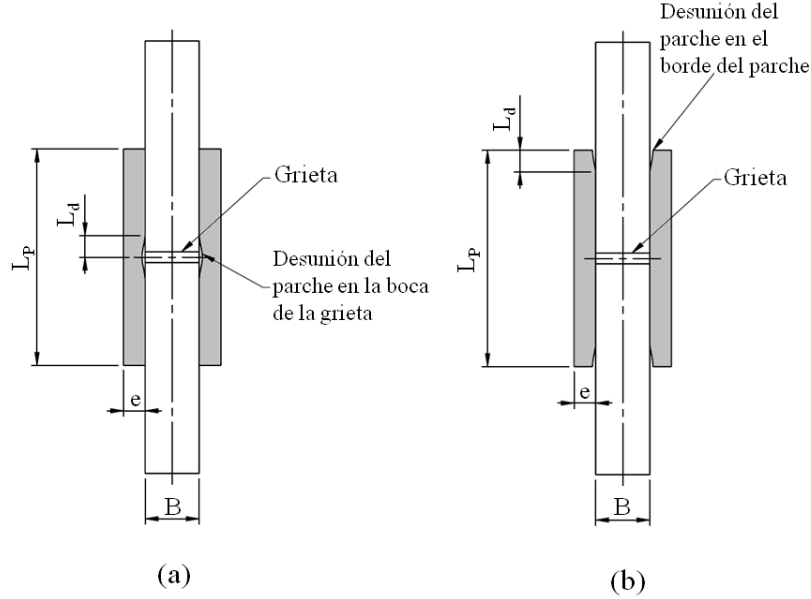


Figura 14. Configuraciones de la desunión entre el parche y la pieza metálica (a) Desunión en la boca de la grieta, (b) Desunión en el borde del parche

La Figura 14 muestra las dos posibles situaciones de desunión del parche respecto a la pieza metálica, en esta figura L_d representa la longitud de parche que se ha desunido y los demás términos de la figura tienen la mismas definiciones utilizadas en la Figura 13.

Una forma de modelar la desunión es considerando la existencia de una grieta en la interfaz adhesivo/metal (Aggelopoulos, Righiniotis, & Chryssanthopoulos, 2011), esta grieta se extiende de forma progresiva a medida que se aplican los ciclos de carga a fatiga, se asume que la medida de la extensión de la grieta en la interfaz con cada ciclo de carga (da_i/dN) puede establecerse a través de datos experimentales, relacionando el crecimiento con la tasa de disipación de energía de deformación G (Hosseini-Toudeshky, Jahanmardi, & Goodarzi, 2015).

$$\frac{dL_d}{dN} = C_i(G)^{m_i}$$

Ecuación 14

Donde el subíndice i determina que se refiere a la interfaz adhesivo/metal. Esta ecuación, tiene la misma estructura de la ley de Paris para la propagación de grietas, la cual ha mostrado ser útil para determinar también el progreso del daño en la interfaz.

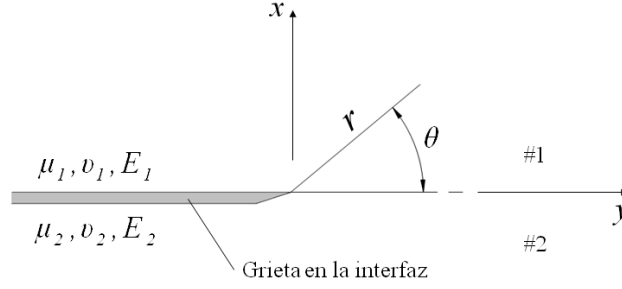


Figura 15. Geometría y convenciones para una grieta de interface.

Una estimación de la tasa de disipación de energía de deformación (G) en la interfaz adhesivo/metal (Figura 15) se puede realizar a través de la teoría de mecánica de la fractura aplicada a interfaces. De acuerdo a esta teoría, la tasa de disipación de energía de una grieta localizada en la interfaz de dos materiales disímiles está dada por (Aggelopoulos, Righiniotis, & Chryssanthopoulos, 2011; Hutchinson & Sou, 1991; Malyshev & Salganik, 1965):

$$G = \frac{(1 - \beta^2)}{E^*} (K_I^2 + K_{II}^2) \quad \text{Ecuación 15}$$

Donde β es el parámetro de desajuste elástico de Dundurs (Dundurs, 1969), el cual, para las condiciones de deformación plana asumidas en el presente trabajo, está dado por:

$$\beta = \frac{1}{2} \frac{\mu_1(1 - 2\nu_2) - \mu_2(1 - 2\nu_1)}{\mu_1(1 - \nu_2) - \mu_2(1 - \nu_1)} \quad \text{Ecuación 16}$$

$$\frac{1}{E^*} = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\bar{E}_1} + \frac{1}{\bar{E}_2} \right) \quad \text{Ecuación 17}$$

En la Ecuación 16, μ_1, μ_2 son los módulos de cortante y ν_1, ν_2 son los coeficientes de Poisson de los respectivos materiales. En la Ecuación 17 $\bar{E}_i = E_i / (1 - \nu_i^2)$ para el caso de deformación plana. El factor de concentración de esfuerzos en la interfaz tiene la forma compleja $K = K_I + iK_{II}$, con partes real e imaginaria K_I y K_{II} respectivamente, las cuales juegan un papel similar a los factores de intensidad de esfuerzo en los modos I y II (Ver Figura A-10, Anexo A. “Modos de Propagación de Grietas”).

El campo de esfuerzos en las cercanías de la punta de la grieta de la interfaz tiene la siguiente forma:

$$(\sigma_{xx} + i\tau_{xy})_{\theta=0} = (K_I + iK_{II})(2\pi r)^{-1/2} r^{i\varepsilon} \quad \text{Ecuación 18a}$$

O

$$\sigma_{xx} = \text{Re}[Kr^{i\varepsilon}](2\pi r)^{-1/2}, \tau_{xy} = \text{Im}[Kr^{i\varepsilon}](2\pi r)^{-1/2} \quad \text{Ecuación 18b}$$

Donde $r^{i\varepsilon} = \cos(\varepsilon \ln r) + i\text{sen}(\varepsilon \ln r)$.

La constante ε está dada por:

$$\varepsilon = \frac{1}{2\pi} \ln\left(\frac{1-\beta}{1+\beta}\right) \quad \text{Ecuación 19}$$

La solución para los factores de intensidad de esfuerzo se da de acuerdo a los casos particulares, en el caso de una grieta aislada de longitud $2L_d$ que se encuentra en la interfaz de dos bloques semi-infinitos con esfuerzos aplicados remotamente (Figura 16) está dado por (Hutchinson & Sou, 1991):

$$K_I + iK_{II} = (\sigma_{xx}^\infty + i\tau_{xy}^\infty)(1 + 2i\varepsilon)(\pi L_d)^{1/2}(2L_d)^{-i\varepsilon} \quad \text{Ecuación 20}$$

Desarrollando la Ecuación 20 en su parte real e imaginaria, obtenemos:

$$K_I = \{\cos[\varepsilon \ln(2L_d)] [\sigma_{xx}^\infty - 2\varepsilon\tau_{xy}^\infty] + \text{sen}[\varepsilon \ln(2L_d)] [\tau_{xy}^\infty + 2\varepsilon\sigma_{xx}^\infty]\} \sqrt{\pi L_d} \quad \text{Ecuación 21a}$$

$$K_{II} = \{\cos[\varepsilon \ln(2L_d)] [\tau_{xy}^\infty + 2\varepsilon\sigma_{xx}^\infty] - \text{sen}[\varepsilon \ln(2L_d)] [\sigma_{xx}^\infty - 2\varepsilon\tau_{xy}^\infty]\} \sqrt{\pi L_d} \quad \text{Ecuación 21b}$$

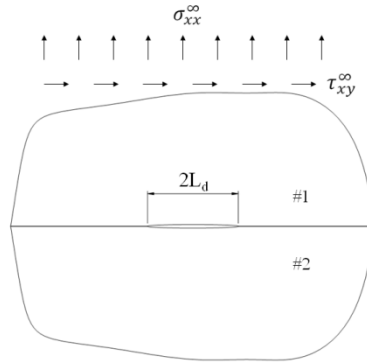


Figura 16. Problema de grieta en la interface de dos bloques semi-infinitos

El tipo de esfuerzos desarrollados en la interfaz cuando se aplican cargas de tensión en la pieza metálica (Ver Figura 1c) son principalmente esfuerzos cortantes, es decir no se

desarrollan o son muy pequeños los esfuerzos de pelado ($\sigma_{xx} \approx 0$) en la interfaz⁸, por tanto para determinar los factores de concentración de esfuerzo, la Ecuación 21 toma la forma:

$$K_I = \{\cos[\varepsilon \ln(2L_d)] [-2\varepsilon \overline{\tau_{xy}^\infty}] + \sin[\varepsilon \ln(2L_d)] [\overline{\tau_{xy}^\infty}]\} \sqrt{\pi L_d} \quad \text{Ecuación 22a}$$

$$K_{II} = \{\cos[\varepsilon \ln(2L_d)] [\overline{\tau_{xy}^\infty}] + \sin[\varepsilon \ln(2L_d)] [2\varepsilon \overline{\tau_{xy}^\infty}]\} \sqrt{\pi L_d} \quad \text{Ecuación 22b}$$

Donde el esfuerzo cortante τ_{xy}^∞ ha sido reemplazado por $\overline{\tau_{xy}^\infty}$, el cual se define como el esfuerzo cortante efectivo (Ecuación 27). Este cambio se realiza para que K_I y K_{II} reflejen la naturaleza evolutiva del daño por fatiga. A continuación se define el esfuerzo cortante efectivo en términos de una variable escalar de daño ϕ .

Esfuerzo cortante efectivo en términos de una variable escalar de daño

El daño, desde el punto de vista de mecánica de sólidos es la creación y crecimiento de micro-defectos y micro-grietas, las cuales son discontinuidades en un medio considerado continuo a gran escala. En ingeniería, la mecánica del medio continuo introduce un Elemento Representativo de Volumen (RVE)⁹ en el cual todas las propiedades se representan por variables homogeneizadas.

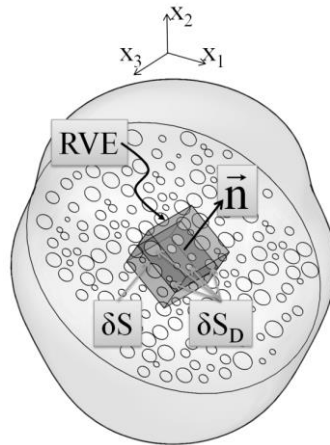


Figura 17. Representación física del daño en un plano con vector normal \vec{n}

En el caso general de un material con presencia de micro cavidades y micro grietas, la variable de daño se define físicamente por la densidad superficial de micro grietas e

⁸ Los esfuerzos de pelado se hacen cero principalmente porque se están colocando parches en forma simétrica que es el caso incluido en el presente estudio, si solo se colocara parche en uno de los lados de la pieza metálica, entonces se tendrían momentos flectores desarrollados en la zona de la boca de la grieta, ocasionando que los esfuerzos de pelado sean diferentes de cero.

⁹ En inglés “Representative Volume Element”

intersección de micro cavidades que se encuentren en un plano de corte del RVE de sección transversal δS (Figura 17). Para el plano con vector normal \vec{n} donde esta densidad es máxima, se obtiene (Kachanov, 1986; Voyiadjis & Kattan, 2005):

$$\phi(\vec{n}) = \frac{\delta S_\phi}{\delta S} \quad \text{Ecuación 23.}$$

En el marco del problema de desunión del parche de material compuesto, el vector de dirección \vec{n} se encuentra en la dirección x (Ver Figura 15). Para el desarrollo y definición de la variable escalar de daño, se toma como referencia o volumen representativo la mitad del sistema de parches (Figura 18).

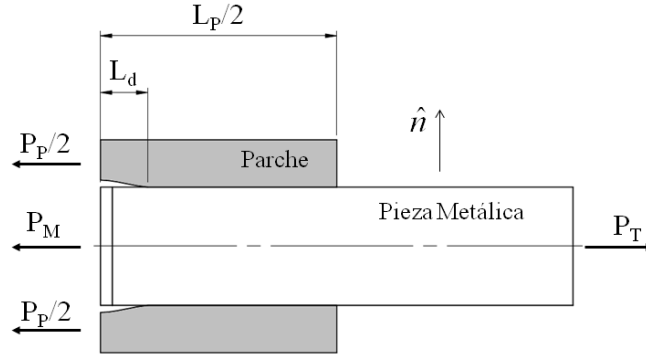


Figura 18. Diagrama de cuerpo libre mitad de la geometría del parche

Sea S_ϕ , el área de parche que se ha desunido sobre el plano con vector normal \hat{n} , y S en área total del adhesivo, antes que se presentara cualquier defecto en la interfaz. Por tanto la variable de daño ϕ está definida por:

$$\phi = \frac{S_\phi}{S} \quad \text{Ecuación 24a}$$

$$S_\phi = W L_d \quad \text{Ecuación 24b}$$

$$S = \frac{W L_p}{2} \quad \text{Ecuación 24c}$$

Si definimos \bar{S} como el área efectiva resistente de la unión adhesiva. Tenemos:

$$\bar{S} = S - S_\phi = S(1 - \phi) \quad \text{Ecuación 25.}$$

Adicionalmente, los esfuerzos cortantes pueden definirse por:

$$\tau_{xy}^{\infty} = \frac{(P_P/2)}{S} \quad \text{Ecuación 26a.}$$

$$\overline{\tau_{xy}^{\infty}} = \frac{(P_P/2)}{\overline{S}} \quad \text{Ecuación 26b}$$

De la igualdad de las fuerzas en las Ecuaciones 26a y 26b, obtenemos que:

$$\overline{\tau_{xy}^{\infty}} = \frac{\tau_{xy}^{\infty}}{(1 - \phi)} \quad \text{Ecuación 27}$$

Desprendimiento de parches bajo modo de carga II y su caracterización.

En la interfaz adhesiva entre un parche y una pieza metálica, tal como el que se está utilizando en el presente trabajo, el modo en el que se propaga el daño por fatiga generalmente es el modo II. La caracterización de la propagación del daño bajo estas condiciones, no puede realizarse a través de la Ecuación 14, en vez de ello, se utilizan los resultados de un ensayo de flexión en tres puntos (Figura 19) sobre una probeta laminada para flexión con muesca en el extremo (ENF). Cuando se somete a flexión, la mitad de la probeta estará sometida a esfuerzos de cortante puro. A partir de los ensayos sobre las probetas ENF, se generan curvas G-N, donde G es la tasa de disipación de energía y N es el número de ciclos a la falla.

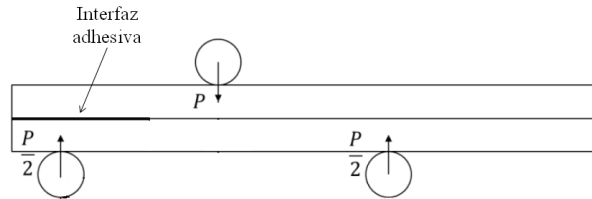


Figura 19. Características generales del ensayo de flexión sobre probeta ENF

A partir de la curva G-N, haciendo una analogía a las curvas S-N para ensayos de fatiga, se puede obtener una ley de potencia (Ecuación 28), que provee un estimado del número de ciclos requeridos para el inicio de la grieta (el desprendimiento del parche en nuestro caso). A partir del desprendimiento, la unión adhesiva pierde su capacidad de trabajo.

$$\Delta G = m_1 N_a^{m_2} \quad \text{Ecuación 28}$$

Comentarios en relación con los modelos para la determinación del comportamiento de la reparación con parches de material compuesto.

Para utilizar las ecuaciones descritas en los apartados 3.4.1 y 3.4.2 es necesario contar con algunas propiedades de los materiales involucrados, esto se realiza principalmente a través de ensayos mecánicos. A continuación se realiza un resumen de estos requerimientos.

Tabla 3. Resumen de Variables requeridas para estimar el comportamiento de la reparación con parches de material compuesto.

Variable, Parámetro o Ecuación	Descripción	Ecuación Involucrada	Ensayos, Referencias.
$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m$	Tasa de crecimiento de Grieta en el Material Metálico y número de ciclos para el inicio de la grieta.	Ecuación 2	ASTM E647 (ASTM, 2013a)
K_{IC}	Tenacidad a la Fractura del metal en estado de deformación Plana		ASTM E399 (ASTM, 2012a)
E_i	Módulo de Young del Material (Parche y Metal)	Ecuación 10, Ecuación 17	Metal: ASTM E8 (ASTM, 2013b) Parche: ASTM D3039 (ASTM, 2014)
$\frac{dL_d}{dN} = C_i(G)^{m_i}$	Tasa de crecimiento de grieta en la Interfaz	Ecuación 14	Sobre la base de: ASTM D6115 (ASTM, 2011a; Hosseini-Toudeshky, Jahanmardi, & Goodarzi, 2015)
$\Delta G = m_1 N_a^{m_2}$	Número de ciclos para inicio de la falla modo II.	Ecuación 28	Sobre la base de: ASTM D6115 (ASTM, 2011a; Hosseini-Toudeshky, Jahanmardi, & Goodarzi, 2015)
μ_i	Módulo de Cortante del Material (Parche y Metal)	Ecuación 16	Metal: ASTM E8 (ASTM, 2013b) Parche: ASTM D4255 (ASTM, 2007a) ASTM D5379 (ASTM, 2012b)
ν_1	Coefficiente de Poisson del Material (Parche y Metal)	Ecuación 16	Metal: ASTM E8 (ASTM, 2013b) Parche: ASTM D3039 (ASTM, 2014)

La comparación del ajuste entre los resultados experimentales y los modelos planteados se realiza en el apartado 4.8.1 *4.8.1 Verificación de los modelos para la determinación del comportamiento de los parches de material compuesto.*

3.5. Modelos para la determinación del comportamiento de los pines de acero insertados en la punta de la grieta.

Como ya se ha mencionado, la reparación utilizando pines de acero (Figura 1b), aprovecha el efecto compresivo ocasionado por la expansión en frío de agujeros (Ver Apartado 2.4.3. Expansión en frío). Este tipo de reparación se ejecuta en dos etapas, la primera consiste en realizar un agujero en la punta de la grieta, la segunda consiste en insertar un pin con ajuste de interferencia en el agujero, con el fin de ocasionar un grado predecible de expansión (deformación plástica) del agujero.

La reparación con pines de acero toma ventaja de una adición de efectos, cuya sinergia hace más efectiva la reparación, por un lado se disminuye la concentración de esfuerzos como consecuencia de reemplazar la punta de la grieta por una geometría circular; por otro lado el endurecimiento por la deformación plástica que ocasiona la inserción de los pines, adicionalmente, la reparación con pines no requiere el acceso a ambos lados del componente.

La reparación con pines de acero en la punta de la grieta consiste en las siguientes etapas:

- El componente se encuentra agrietado, con una grieta que ha crecido por fatiga hasta un tamaño $2a$, el cual puede considerarse como el tamaño mínimo que es detectado de acuerdo al sistema de monitoreo disponible.
- Se realiza un agujero centrado en cada extremo de la grieta por fatiga, cada agujero tiene un radio $r_{i(menor)}$ y atraviesa la pieza agrietada.
- En cada agujero se inserta un pin con radio $r_{i(mayor)}$, donde $r_{i(mayor)} > r_{i(menor)}$. Es decir el pin está hecho para ser insertado por interferencia en el agujero. El pin está fabricado de material metálico, en el caso caracterizado, se utiliza el mismo material para la pieza agrietada y el pin.
- Luego de realizada la reparación, la pieza metálica se somete al mismo régimen de cargas al que se sometía la grieta antes de ser reparada. Se espera que inicien nuevas grietas en las zonas de mayor esfuerzo de la geometría, se asume que solo una grieta emerge de cada agujero, para luego convertirse en

una macro-grieta, que puede crecer y propagarse de acuerdo a los principios de LEFM.

- El componente continúa con el régimen de carga con el que se encontraba antes de la aplicación de la reparación con pines de acero. El régimen de carga continúa hasta que el tamaño de grieta crece para alcanzar la tenacidad a la fractura en deformación plana para el componente sin reparar.

A continuación se presentan los modelos utilizados para estimar la atenuación de la tasa de crecimiento de la grieta como consecuencia de la deformación plástica, luego se mostrará el efecto de la geometría de la punta de la grieta.

3.5.1. Modelo de Sobrecargas para estimar el retraso por la zona de esfuerzos compresivos inducida con el pin de acero.

Para determinar el efecto de los esfuerzos compresivos al insertar un pin por interferencia, se toman modelos que han sido utilizados en la estimación del efecto de picos de sobrecarga en la tasa de crecimiento de grietas por fatiga.

En el apartado 2.4.4 se estableció que las “Sobrecargas a tensión o picos de carga” son consideradas una medida eficaz para retardar el crecimiento de grietas por fatiga, el retardo se presenta principalmente porque los picos de carga ocasionan esfuerzos compresivos en la punta de la grieta¹⁰.

El retardo en la tasa de propagación que sigue a la aplicación de un pico de carga es un fenómeno complejo (Ver apartado 2.4.4. Sobrecargas a tensión o picos de carga). Existen numerosos modelos empíricos y semi-empíricos para modelar el retardo, los cuales contienen uno o más parámetros de ajuste obtenidos experimentalmente. Algunos modelos asumen que los efectos de cierre de la grieta¹¹ son los responsables por la reducción en la tasa de crecimiento, mientras otros consideran la zona plástica en el frente de la grieta.

El modelo de Wheeler (1972), el cual toma en cuenta el efecto de la zona plástica en el frente de la grieta, es un modelo simple, utilizado para el análisis de la reducción de la tasa de crecimiento de las grietas como consecuencia de la aplicación de picos de carga. El

¹⁰ Algunos trabajos también atribuyen el retardo al efecto de cierre de la grieta o Crack Closure

¹¹ En inglés Crack Closure Effects

modelo relaciona la tasa de crecimiento con el tamaño de la zona plástica inducida por un pico de carga y la zona plástica local de la punta de la grieta.

De acuerdo al modelo de Wheeler (Figura 20), existe una zona plástica $r_{y(o)}$, generada alrededor de la punta de la grieta como consecuencia de un pico de carga¹². De no haber sido aplicada este pico de carga, en la punta de la grieta se formaría una zona plástica $r_{y(c)}$ ocasionada por la carga máxima de la onda de fatiga aplicada¹³.

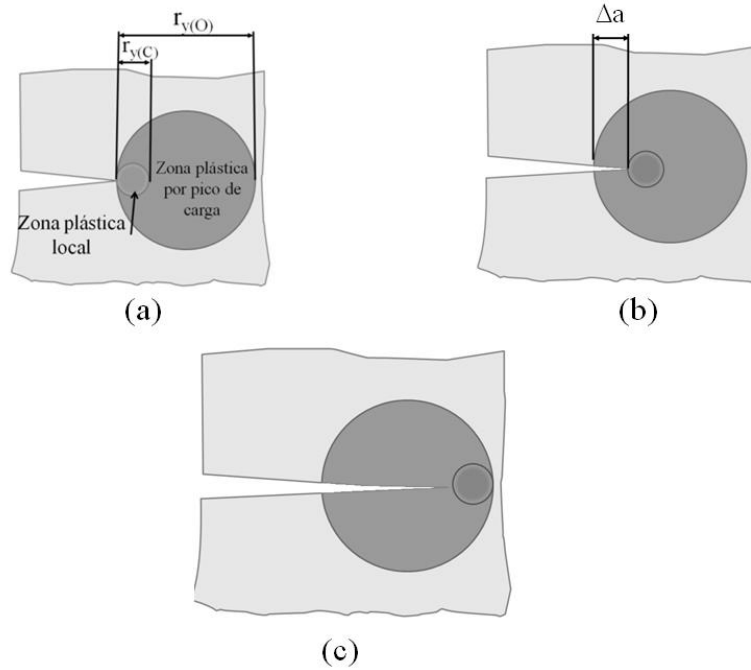


Figura 20. Modelo de Wheeler para retardo por fatiga, (a) inmediatamente después del pico de carga, (b) Después que la grieta se propaga Δa , (c) Propagación a través de la zona plástica por pico de carga

Wheeler asumió que el efecto de retardo persiste en tanto que $r_{y(c)}$ está contenido en $r_{y(o)}$ (Ver Figura 20), por tanto el efecto del pico de carga desaparece cuando la zona plástica local de la punta de la grieta toca la frontera exterior de $r_{y(o)}$. Para una carga que ha crecido Δa desde la aplicación del pico de carga, Wheeler define el factor de retardo como:

$$\phi_R = \left(\frac{\Delta a + r_{y(c)}}{r_{y(o)}} \right)^{\gamma} \quad \text{Ecuación 29}$$

¹² El subíndice o representa la sobrecarga o en inglés Overload

¹³ El subíndice c representa que la zona plástica localizada, la cual es propia de la grieta “crack”

Donde γ es un parámetro de ajuste. La tasa de crecimiento de grieta se reduce entonces de su valor usual en un factor ϕ_R ¹⁴:

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_R = \phi_R \frac{da}{dN} \quad \text{Ecuación 30}$$

Uno de los principales cuidados con el modelo de Wheeler es la alta dependencia que tiene el parámetro de ajuste (γ) de múltiples factores, por tanto debe ser usado con previsión (Harter, 2006), trabajos con aleaciones de aluminio han reportado modelos de regresión que muestran la significancia de diferentes factores en el valor de dicha variable (B.C.Sheu, P.S.Song, & S.Hwang, 1995), uno de los valores que más incide es la razón de sobrecarga (overload ratio), pues el valor del parámetro se incrementa de sustancialmente con pequeños cambios en el pico máximo de carga aplicado.

En principio, el modelo de Wheeler implica la atenuación de la tasa de crecimiento de grietas siempre que la zona de deformación plástica local de la punta de la grieta se encuentre al interior de una zona plástica inducida por el pico de carga. Este principio resulta bastante adecuado, principalmente porque con la inserción de pines se obtiene el mismo efecto. Cuando se inserta el pin de acero en la punta de la grieta, se induce una deformación plástica que ocasiona esfuerzos de compresión alrededor de la punta de la grieta. La deformación plástica inducida, en principio debe ser mayor que la zona plástica localizada de tensión en la punta de la grieta. En los apartados siguientes se plantean los modelos utilizados para determinar el tamaño de las zonas plásticas tanto en la punta de la grieta como por la inserción del pin de acero.

3.5.1.1. La Aproximación de Irwin para la Zona plástica en la punta de la grieta

Se puede realizar un estimado del tamaño y forma de la zona plástica cerca de la punta de la grieta en un sólido dúctil, utilizando la aproximación de Irwin (1957), los cuales se expresan en la sección A.3.1. (Anexo A), en particular en la sección A.3.1.3. “Tamaño y forma de la zona plástica bajo carga monotónica”.

¹⁴ No debe confundirse ϕ_R en la formulación de Wheeler con el parámetro de daño ϕ utilizado en el apartado 3.4.2. para caracterizar el daño inducido por la propagación del daño en la interfaz adhesiva entre el parche de material compuesto y la pieza metálica reparada.

3.5.1.2. *Tamaño de la Zona plástica inducida por efecto de la inserción de un pin de acero en la punta de la grieta.*

Modelo Basado en Principios de Elasticidad

Para el uso del modelo de Wheeler, también es necesario determinar el tamaño de la zona plástica inducida por la inserción del pin de acero, para lo cual se presenta a continuación el problema general de un pequeño elemento bidimensional que se encuentra en equilibrio y tiene espesor dz .

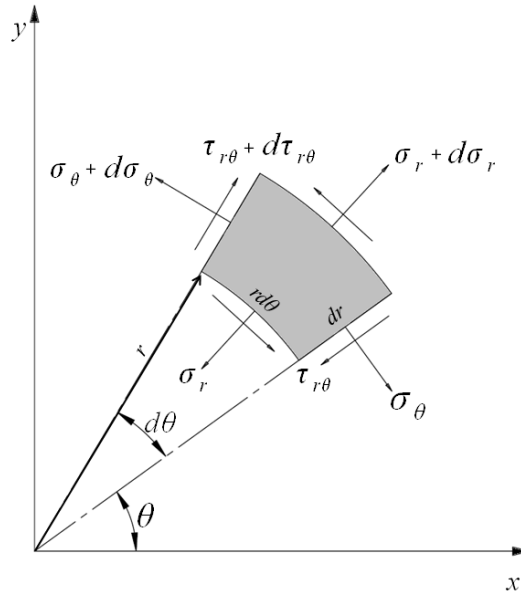


Figura 21. Esfuerzos en un elemento polar de espesor dz , sin considerar las fuerzas del cuerpo

Al expresar el equilibrio en coordenadas polares se obtiene:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \sigma_r}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial \tau_{r\theta}}{\partial \theta} + \frac{1}{r} (\sigma_r - \sigma_\theta) &= 0 \\ \frac{1}{r} \frac{\partial \sigma_\theta}{\partial r} + \frac{\partial \tau_{r\theta}}{\partial \theta} + \frac{2}{r} \tau_{r\theta} &= 0 \end{aligned} \quad \text{Ecuación 31}$$

Asumiendo la existencia de una función arbitraria con la forma general¹⁵:

$$\varphi = f(r)e^{b\theta} \quad \text{Ecuación 32}$$

Tal que:

¹⁵ Airy's stress function

$$\begin{aligned}\sigma_r &= \frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial \theta^2} \\ \sigma_\theta &= \frac{\partial^2 \varphi}{\partial r^2} \\ \tau_{r\theta} &= -\frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial \theta} \right)\end{aligned}$$

Ecuación 33

La ecuación bi-armónica que gobierna el fenómeno es:

$$\nabla^4 \varphi = \left(\frac{\partial^2}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2}{\partial \theta^2} \right)^2 \varphi = 0$$

Ecuación 34

Una expresión, para la solución general de esta ecuación puede escribirse como (Michell, 1899):

$$\begin{aligned}\varphi &= a_0 + a_1 \log r + a_2 r^2 + a_3 r^2 \log r + (a_4 + a_5 \log r + a_6 r^2 + a_7 r^2 \log r) \theta \\ &\quad + \left(a_{11} r + a_{12} r \log r + \frac{a_{13}}{r} + a_{14} r^3 + a_{15} r \theta + a_{16} r \theta \log r \right) \cos \theta \\ &\quad + \left(b_{11} r + b_{12} \log r + \frac{b_{13}}{r} + b_{14} r^3 + b_{15} r \theta + b_{16} r \theta \log r \right) \sin \theta \\ &\quad + \sum_{n=2}^{\infty} (a_{n1} r^n + a_{n2} r^{2+n} + a_{n3} r^{-n} + a_{n4} r^{2-n}) \cos n\theta \\ &\quad + \sum_{n=2}^{\infty} (b_{n1} r^n + b_{n2} r^{2+n} + b_{n3} r^{-n} + b_{n4} r^{2-n}) \sin n\theta\end{aligned}$$

Ecuación 35

Para la solución del problema y considerando las condiciones de frontera particulares, se establece una solución particular (Figura 22) de la forma:

$$\varphi = \left(a_{11} r + a_{12} r \log r + \frac{a_{13}}{r} + a_{14} r^3 \right) \cos \theta + b_{15} r \theta \sin \theta$$

Ecuación 36

De lo cual se obtiene que el campo de esfuerzos está definido por:

$$\sigma_r = \frac{2b_{15} \cos \theta}{r} + \left(\frac{a_{12}}{r} - \frac{2a_{13}}{r^3} + 2a_{14} r \right) \cos \theta$$

Ecuación 37

$$\sigma_\theta = \left(\frac{a_{12}}{r} + \frac{2a_{13}}{r^3} + 6a_{14} r \right) \cos \theta$$

Ecuación 38

$$\tau_{r\theta} = \left(\frac{a_{12}}{r} - \frac{2a_{13}}{r^3} + 2a_{14} r \right) \sin \theta$$

Ecuación 39

Con el fin de determinar las condiciones de frontera particulares, es necesario revisar el problema de un agujero sometido a presión interna, esta presión interna tiene dos efectos, el primero de ellos es el esfuerzo normal ejercido sobre las paredes, el segundo efecto es, el intento de apertura de la grieta, la cual se considera que se sostiene por la zona no agrietada.

La presión interna máxima puede determinarse a través de la expresión:

$$p_i = \frac{E\delta}{r_i} \left[\frac{(r_0^2 - r_i^2)(r_i^2)}{2r_i^2(r_0^2)} \right] \quad \text{Ecuación 40}$$

Donde $\delta = r_{i(mayor)} - r_{i(menor)}$ y r_0 es la distancia entre el centro del agujero y el extremo exterior de la probeta reparada. Para la utilización de la Ecuación 40, es necesario tener en cuenta que el módulo de elasticidad, en el rango elástico lineal, puede llegar a predecir presiones que superan la resistencia a la cedencia del material. Por lo tanto, como se espera que δ sea lo suficientemente grande como para superar la resistencia a la cedencia, se puede utilizar un modelo de comportamiento bilineal para el material (Figura 25), en el cual la presión interna producida en la dirección x (Ver Figura 22) se puede determinar como:

$$p_i = \sigma_Y + \frac{E_p\delta}{r_i} \left[\frac{(r_0^2 - r_i^2)(r_i^2)}{2r_i^2(r_0^2)} \right] \quad \text{Ecuación 41}$$

Donde σ_Y es la resistencia a la cedencia del material y E_p es el módulo de endurecimiento por deformación definido para el modelo bilineal. Estas propiedades se obtienen a partir de ensayos estandarizados de tensión (Figura 25). La utilización de esta expresión asume que toda la deformación ocasionada por el ajuste de interferencia se dará en el rango plástico, lo cual es razonable al considerar que solo una pequeña parte de la deformación es elástica. De igual forma esta expresión será válida siempre que el material del pin sea el mismo que el material de la probeta que ha sido reparada.

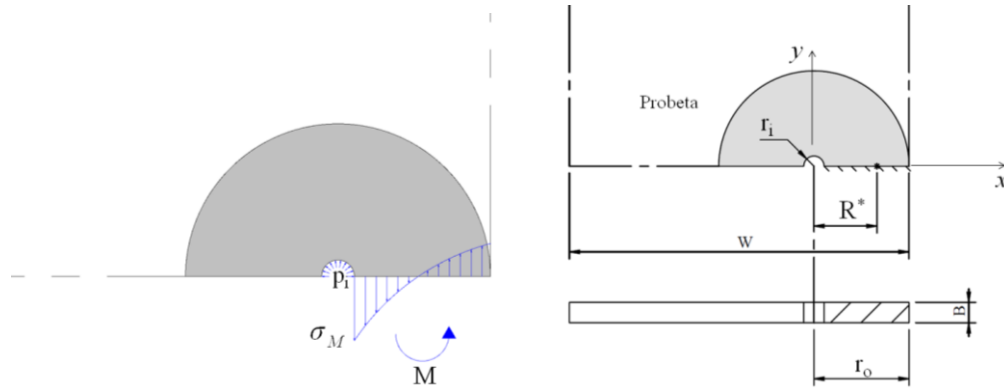


Figura 22. Modelo de elemento circular (viga curva) con presión interna p_i .

La presión de la interfaz p_i , ocasiona una distribución de esfuerzos por flexión en el ligamento sin agrietar, que se traduce en momento flector interno M^* (Figura 22), aplicado a una distancia R del centro de curvatura de la viga curva, donde R representa la distancia al eje neutro de la sección transversal. El momento es producido por una fuerza vertical en la dirección de y equivalente a $2p_i r_i B$, aplicada en el centro de curvatura de la viga curva. El esfuerzo flector es por tanto:

$$\sigma_M = \frac{M^*(R^* - r_i)}{A r_i (\bar{r} - R)} \quad \text{Ecuación 42}$$

Donde $\bar{r} = (r_o + r_i)/2$; $A = (r_o - r_i)B$ y R^* puede determinarse mediante:

$$R^* = \frac{A}{\int_A \frac{dA}{r}} = \frac{r_o - r_i}{\ln \left| \frac{r_o}{r_i} \right|} \quad \text{Ecuación 43}$$

A continuación, se aplican las condiciones de frontera, con el fin de determinar las constantes en las Ecuaciones 37, 38 y 39. Para establecer las condiciones, se toma en cuenta el tamaño de una probeta estándar M(T), de la cual se ampliará su definición en el Capítulo 4. Las condiciones geométricas particulares son: el radio del agujero que se taladra en la punta de la grieta es r_i , la grieta se ha propagado en la probeta una distancia a_{rep} ; por tanto

$r_o = \frac{w}{2} - a_{rep}$. De lo anterior:

$$\begin{aligned} \sigma_\theta(r_i, 0) &= \sigma_M \\ \sigma_r(r_i, 0) &= -p_i \\ \tau_{r\theta}(r_i, \theta) &= 0 \\ \sigma_r, \sigma_\theta, \tau_{r\theta}(\infty, \theta) &= 0 \end{aligned} \quad \text{Ecuación 44}$$

Al aplicar las condiciones de frontera anteriores a las expresiones que definen el campo de esfuerzos (Ecuación 37, Ecuación 38 y Ecuación 39), se obtiene que el campo de esfuerzos para el caso particular de las piezas sometidas a experimentación:

$$\sigma_r = \left(\frac{r_i}{r}\right) \cos(\alpha/2) \left\{ -p_i + \frac{\sigma_M}{2} \left[1 - \left(\frac{r_i}{r}\right)^2 \right] \right\} \quad \text{Ecuación 45}$$

$$\sigma_\theta = \frac{\sigma_M}{2} \left(\frac{r_i}{r}\right) \cos(\alpha/2) \left[1 + \left(\frac{r_i}{r}\right)^2 \right] \quad \text{Ecuación 46}$$

$$\tau_{r\theta} = \frac{\sigma_M}{2} \left(\frac{r_i}{r}\right) \cos(\alpha/2) \left[1 - \left(\frac{r_i}{r}\right)^2 \right] \quad \text{Ecuación 47}$$

Estas expresiones son válidas para $0 \leq \alpha \leq \pi$, donde $\alpha = 2\theta$.

A partir de los componentes del esfuerzo plano, puede también determinarse un esfuerzo equivalente:

$$\sigma_E = \sqrt{\sigma_\theta^2 + \sigma_r^2 - \sigma_r \sigma_\theta + 3\tau_{r\theta}^2} \quad \text{Ecuación 48}$$

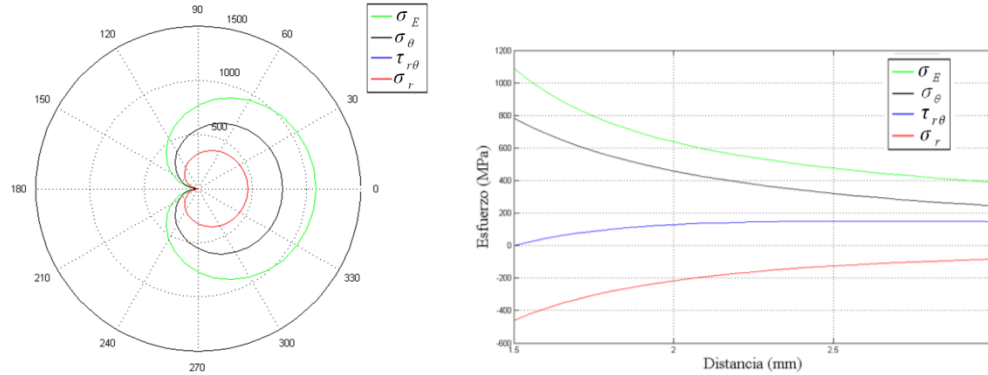


Figura 23. (Izquierda) Valor absoluto de los esfuerzos (MPa) generados alrededor de un pin de acero en la interfaz de contacto, (Derecha) Distribución de esfuerzos desde la periferia del agujero hasta 3 mm del centro del agujero. Nivel de interferencia 5.8%

La Figura 23 representa el campo de esfuerzos alrededor del agujero taladrado, al cual se le ha insertado un pin con un nivel de interferencia de 5.8%, los datos utilizados para realizar estos cálculos se resumen en la Tabla 4. En el contexto de este trabajo, se define el nivel de interferencia de acuerdo a la Ecuación 49.

$$\%Interferencia = \frac{(r_{pin} - r_i)}{r_i} * 100 \quad \text{Ecuación 49}$$

Varios autores (Song & Shieh, 2004; Ayatollahi, Razavi, & Chamani, 2014) coinciden en que taladrar agujeros en la punta de la grieta alivia los esfuerzos localizados y disminuye la tasa de propagación de grietas por fatiga, además el mayor efecto de retardo se obtiene con agujeros de diámetro más grande, llegando a reportar incrementos en la vida útil del material de hasta 150% para agujeros de 3mm de diámetro.

Los esfuerzos descritos en la periferia del agujero (Figura 23 Izquierda), muestran que el valor absoluto del esfuerzo de compresión σ_r ocasionado por la inserción del pin es menor que el esfuerzo periférico σ_θ de tensión que ocasiona la apertura de la grieta por la permanencia del pin. Se puede observar también que el nivel de este esfuerzo σ_θ supera la resistencia a la rotura a tensión de este material¹⁶ lo cual es un indicador de que la inserción del pin a este nivel de interferencia puede favorecer la formación de nuevas grietas en la dirección más desfavorable. Por tanto, si bien es cierto que se considera que la inserción de un pin en la punta de la grieta genera esfuerzos de compresión favorables (σ_r), también es cierto que un mayor nivel de interferencia no necesariamente ocasionará un mayor retraso en la tasa de crecimiento de grietas por fatiga.

Tabla 4. Parámetros utilizados para determinar el campo de esfuerzos a un nivel de interferencia del 5.8%

PARÁMETROS DE ENTRADA			
VARIABLES GEOMÉTRICAS			
Parámetro	Valor	Unidades	Descripción
a_{rep}	11.0000	mm	Tamaño de la grieta al reparar
W	50.0000	mm	Ancho de la probeta o pieza
r_o	14.0000	mm	Radio Exterior probeta
B	3.0000	mm	Espesor de la probeta
r_i	1.5000	mm	Radio interior del agujero
r_{pin}	1.5875	mm	Radio del pin insertado
A	37.50	mm ²	Área del ligamento sin agrietar
PROPIEDADES DEL MATERIAL			
σ_Y	440.0	Mpa	Resistencia a la Cedencia del Material
E	206000.0	Mpa	Módulo de elasticidad del Material
E_p	692.5	Mpa	Módulo de endurecimiento (Modelo Bilineal)

Considerando la Ecuación 45, Ecuación 46 y Ecuación 47, se determina puede determinar el radio r desde el centro del agujero taladrado a la que el esfuerzo equivalente se hace igual a σ_Y , lo cual equivale a determinar el tamaño de la zona plástica alrededor del agujero taladrado. La Figura 24 (Izquierda), muestra el tamaño de la zona plástica para distintos niveles de interferencia, se observa que para los niveles de interferencia

¹⁶ 680MPa de acuerdo a lo reportado en la Tabla 7 del capítulo 4.

mostrados, el tamaño de la zona plástica es muy similar, además en todos los niveles de interferencia mostrados en la figura, el esfuerzo equivalente supera la resistencia última del material.

Por otro lado, se encontró que el nivel de interferencia por debajo del cual los esfuerzos no superan la resistencia última del material en la periferia del agujero es 0.28%. Como consecuencia de lo anterior se puede inferir que existe un nivel de interferencia, cercano a 0.28% para el cual la inserción del pin ocasiona un efecto favorable en el agujero taladrado, pero a partir de ese punto, un mayor grado de interferencia favorece la formación de nuevas grietas en la periferia del agujero desfavorece el efecto benéfico de los agujeros taladrados.

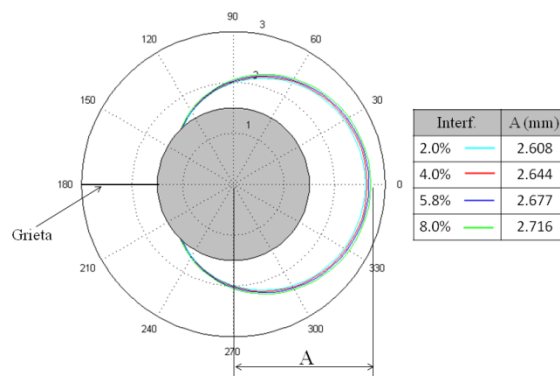


Figura 24. Tamaño de la zona plástica alrededor de un pin de acero insertado en la punta de la grieta, varios niveles de interferencia del pin.

Modelo de Elementos Finitos de la Zona plástica por inserción del pin de acero

Para determinar el tamaño de la zona plástica inducida por la inserción de un pin en la punta de la grieta, y contrastar los resultados con los obtenidos a partir del modelo basado en principios de elasticidad. La simulación de la zona plástica se realizó utilizando el software ANSYS®. Inicialmente se utilizó un valor de presión equivalente a un nivel de interferencia de 5.8%Pa, el cual se aplicó a la superficie interna del agujero taladrado para la reparación.

Para la simulación se utilizó el elemento PLANE42, con la opción de esfuerzo plano y espesor de 3mm. Los elementos utilizados son de forma triangular, el comportamiento plástico del material fue considerado utilizando un modelo bilineal de endurecimiento (Figura 25). Este modelo se basa en la curva esfuerzo-deformación ingenieril para un acero

AISI 1045, tomando los valores de resistencia última y deformación plástica luego de la rotura, con el fin de determinar un módulo de Endurecimiento por deformación.

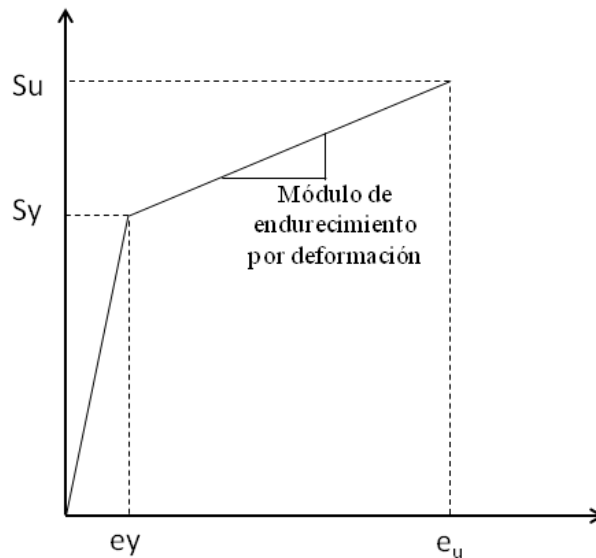


Figura 25. Modelo Bilineal de metales para simular el comportamiento plástico de metales

Con base en las propiedades determinadas para el acero AISI 1045 a través de un ensayo de tensión (Ver Sección 4.3. Ensayo de Tensión en el Acero AISI 1045), se puede establecer que el módulo de endurecimiento por deformación plástica tiene un valor aproximado de 692.5MPa.

Para realizar la aproximación por el método de elementos finitos, se utilizó $\frac{1}{4}$ de la geometría de la probeta con condiciones de frontera de simetría y permitiendo el libre movimiento de la superficie de la grieta, de igual forma se aplicó una presión uniforme equivalente a un nivel de interferencia de 5.8% en la superficie del agujero. Esta presión fue determinada utilizando un modelo de buje y camisa que se someten a ajuste por interferencia. Asumiendo que la deformación plástica estará presente por tanto esta presión deberá ser mayor a la resistencia a la cedencia del material, por ello el modelo de la Ecuación 40 es alimentado con el módulo calculado en el modelo bilineal para el comportamiento plástico.

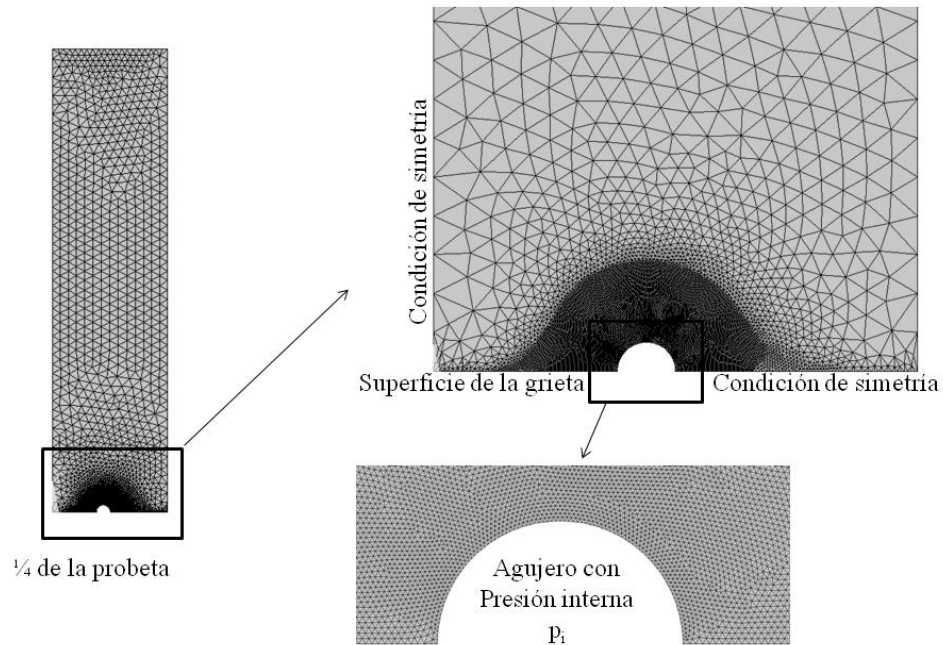


Figura 26. Geometría mallada y condiciones de frontera

Los resultados de la simulación por el método de elementos finitos muestran una pequeña zona plástica alrededor de la punta de la grieta, principalmente grande en la dirección de propagación de la grieta existente. El tamaño estimado de la grieta en esta dirección es de aproximadamente 2.83mm, lo cual contrasta con un tamaño relativamente más pequeño predicho por el modelo de elasticidad del apartado anterior en el cual se estima un tamaño máximo de 2.68mm.

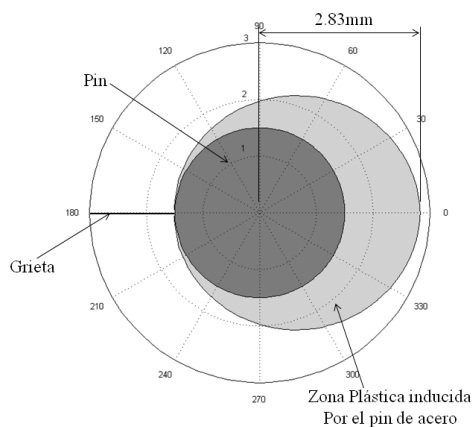


Figura 27. Zona plástica alrededor del agujero luego de la inserción del pin de acero (Elementos Finitos). Nivel de interferencia 5.8%

La diferencia en los resultados radica principalmente en las condiciones de frontera utilizadas en el modelo analítico de elasticidad y el de elementos finitos, porque el problema de elementos finitos asume la presencia de una presión interna constante en toda la superficie interna del agujero taladrado mientras que el modelo de elasticidad establece un gradiente para esta presión, siendo máximo en la dirección de propagación de la grieta y cero en las cercanías de la grieta.

3.5.1.3. *Efecto de la Geometría circular en la punta de la grieta*

Cuando se mecaniza la punta de una grieta, como en el caso del método de reparación con pines, esta se enroma, lo anterior implica un cambio en la tasa de propagación de la grieta y se puede estimar a través de la modificación del factor de intensidad de esfuerzos, ΔK .

El factor de intensidad de esfuerzos puede modificarse considerando el efecto de la forma, para esto se considerará una grieta que se propaga a partir de una punta con forma semicircular, es decir, con un radio (R) en la punta de la grieta (Ver Figura 28; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.**).

De acuerdo a la caracterización hecha por Creager y Paris (1967), el factor de intensidad de esfuerzos en la punta de entallas delgadas puede ser representada por:

$$K \cong K^* \tanh \left(2.243 \sqrt{l/R} \right) \quad \text{Ecuación 50a}$$

$$K^* = \sigma F(a_o + l) \sqrt{\pi(a_o + l)} \quad \text{Ecuación 50b}$$

El factor de intensidad de esfuerzo K^* representa el factor de intensidad de esfuerzos bajo las condiciones particulares de la geometría de la grieta, en este caso la Ecuación 3, donde K está dado de acuerdo a la geometría del elemento donde crece la grieta. Sin embargo para utilizar esta corrección es necesario verificar que el radio R es lo suficientemente pequeño (R/l pequeño), de tal manera que los principios de MFEL se puede seguir utilizando. Si esto no es posible, entonces es necesario considerar una grieta propagándose a partir de una entalla, en cuyo caso los principios que rigen la tasa de crecimiento de la grieta a través de MFEL deben ser modificados.

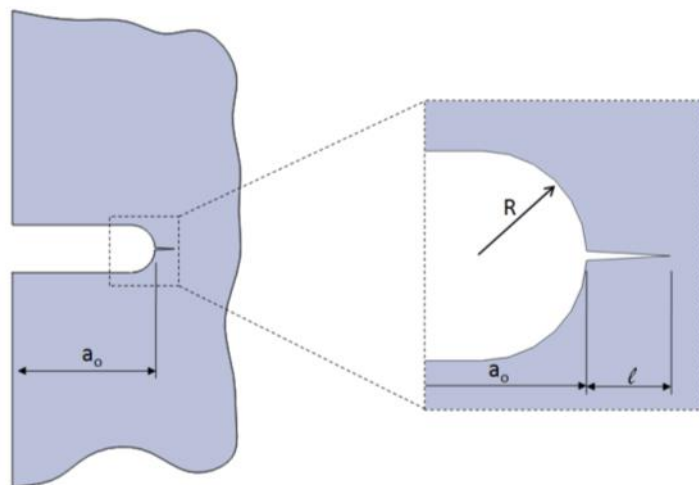


Figura 28. Esquema de una pequeña grieta emanando de la raíz de una entalla de radio R ¹⁷

¹⁷ Tomado de texto de Theo Fett (Fett, 2008)

CAPÍTULO 4

CARACTERIZACIÓN DEL CRECIMIENTO DE GRIETAS POR FATIGA EN ACEROS AL MEDIO CARBONO

4.1. Resumen del Capítulo

Este capítulo se enfoca en la caracterización experimental de las propiedades mecánicas de los materiales, pertinentes para el análisis de los fenómenos estudiados. El capítulo se encuentra dividido en cuatro partes. La primera parte del capítulo presenta los procedimientos y resultados la caracterización de las propiedades mecánicas del acero AISI 1045. La segunda parte del capítulo presenta los resultados de la experimentación con la reparación utilizando parches de fibra de carbono. La tercera parte presenta los resultados experimentales de los ensayos realizados sobre la reparación con pines de acero insertados en la punta de la grieta. Finalmente en el capítulo se presenta un análisis de los resultados, utilizando los parámetros experimentales, sobre los modelos planteados en el Capítulo 3.

4.2. Introducción

El estudio de crecimiento de grietas en los aceros de medio carbono, tales como el acero 1045, tiene poco registro en la literatura, aún menos, es posible encontrar documentación que permita conocer el comportamiento de estos materiales ante eventos de reparación diferentes a la soldadura. Por lo anterior, los modelos desarrollados en este trabajo adquieren relevancia, más aún cuando los aceros de medio carbono tienen un amplio uso en aplicaciones mecánicas para múltiples propósitos.

El presente capítulo resume las principales propiedades mecánicas del acero simple al medio carbono AISI 1045 y muestra los resultados obtenidos de los ensayos para medición de las tasas de crecimiento de grietas por fatiga, los cuales se realizaron con base en los procedimientos de la norma ASTM E647 (ASTM, 2013a). Con los parámetros experimentales encontrados, se ajustan los modelos descritos en el capítulo 3.

4.3. Ensayo de Tensión en el Acero AISI 1045

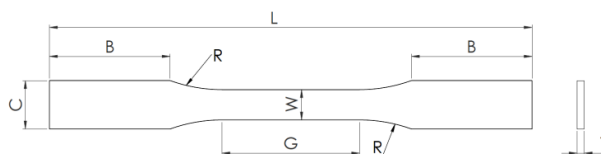
El acero AISI 1045 se suministra en placas de espesor 6mm, en estado laminado en Caliente, su composición aproximada se resume en la Tabla 5.

Tabla 5. Composición química del Acero AISI 1045

Composición Química (%)	
C	0.43-0.50
Mn	0.60-0.90
Si	0.15-0.35
P	0.04
S	0.05

La determinación de las propiedades mecánicas del Acero AISI 1045 se realizó utilizando los procedimientos establecidos en la norma ASTM E8 (ASTM, 2013b), *Método Estándar para ensayos de Tensión en Materiales Metálicos*. Para la realización del ensayo se utilizaron tres probetas fabricadas en placas de 6mm de espesor de acero AISI 1045. Las placas fueron maquinadas de acuerdo a las dimensiones recomendadas por la norma. Las principales características dimensionales de las probetas se muestran en la Tabla 6.

Tabla 6. Tamaño de las probetas para el ensayo de tensión



Dimensión	Tamaño (mm)
G (L0) – Longitud calibrada	50±0.1
W – Ancho	12.5±0.2
R – Radio mínimo del filete	12.5
L – Longitud total	200
B – Longitud para sujeción	50
C – Ancho para sujeción	20

Los ensayos fueron realizados en una máquina universal de ensayos MTS Landmark®, con sistema de accionamiento servo hidráulico y una celda de carga de 100kN de capacidad, la máquina fue ajustada y verificada previamente de tal forma que cumpliera con los lineamientos establecidos en la norma ASTM para la verificación de la Fuerza en Máquinas de Ensayo (ASTM, 2008a) Los ensayos se realizaron a una temperatura aproximada de 25°C y una humedad relativa de 70%. Todas las probetas fueron maquinadas a partir del mismo lote de material y sometidas a un recocido de alivio de tensiones.



Figura 29. Fotografía de la Máquina de Ensayos MTS LandMark® 100kN

Previo al ensayo, se verificaron todas las dimensiones características de la probeta y se determinó si cumplían con las especificaciones establecidas por la norma. Una vez verificadas las dimensiones se procedió a montar cada probeta en la máquina de ensayos. La velocidad de desplazamiento del cabezal se fijó en 3mm/s, se registraron los valores de carga (P) y desplazamiento (δ) para las tres probetas ensayadas, los ensayos terminaron con la rotura de la pieza.

Con los datos de carga (P) y desplazamiento (δ) obtenidos de la máquina universal de Ensayos, se realizaron los cálculos de Esfuerzo ingenieril (σ) y deformación unitaria (ϵ), utilizando las relaciones y con ellos se trazaron las gráficas mostradas en la Figura 30.

$$\sigma = \frac{P}{A_o}$$

Ecuación 51

$$\varepsilon = \frac{\delta}{L_o}$$

Ecuación 52

El área (A_o) en la Ecuación 51, corresponde a la sección transversal de la probeta dentro de la longitud calibrada, es decir:

$$A_o = W * T$$

Ecuación 53

Una vez obtenidos los gráficos de esfuerzo – deformación ingenieril, se estimaron los valores de las diferentes propiedades de interés, utilizando los procedimientos descritos en la norma (ASTM, 2013b). El módulo de Young se obtuvo como un estimado de la pendiente de la curva en el tramo elástico y la resistencia a la cedencia se obtuvo directamente de la gráfica para el acero al medio carbono, la ductilidad se determinó como el porcentaje de alargamiento experimentado por la probeta hasta su rotura (Ecuación 54).

$$\%Alargamiento = \frac{L_{rotura} - L_o}{L_o}$$

Ecuación 54

Donde L_{rotura} representa la longitud existente entre las marcas de longitud calibrada luego de la rotura de las probetas.

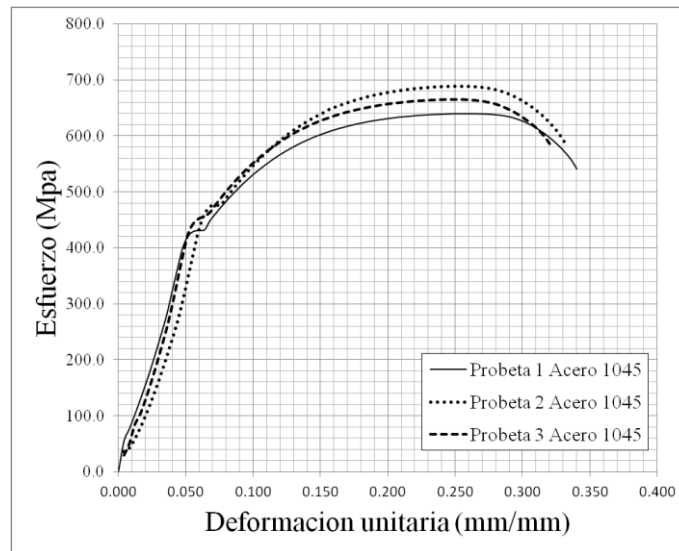


Figura 30. Curva Esfuerzo Deformación en Ingeniería para un acero AISI 1045

Las principales propiedades del acero AISI 1045 que se obtuvieron se resumen en la Tabla 7.

Tabla 7. Propiedades Mecánicas del Acero AISI 1045

Probeta	(σ_Y) en MPa	(σ_U) en MPa	(E) en GPa	% de Alarg.
P1	420	640	202	34
P2	460	690	210	33
P3	440	670	205	32
Promedio	440	667	206	33

Los resultados de las diferentes propiedades mostraron poca variación en las tres probetas ensayadas, el acero AISI 1045 presenta un valor de resistencia a la fluencia promedio de 440MPa.

El módulo de elasticidad obtenido para esta pieza es en promedio de 206GPa, lo se encuentra en el rango de los valores esperados para los aceros al carbono (Shigley & Mischke, 2002). El valor del 33% en el porcentaje de alargamiento muestra que este acero tiene buena combinación de resistencia y ductilidad, es decir es un material tenaz, lo que lo hace particularmente útil en aplicaciones industriales para la fabricación de ejes y componentes de maquinaria y aplicaciones que pudieran involucrar cargas dinámicas y con variaciones repentinas, como por ejemplo ciclos repetidos de arranque y frenado.

En el caso del material ensayado se observa que la resistencia a la cedencia puede variar en ± 20 MPa, la resistencia última en ± 25 MPa y la ductilidad en $\pm 1\%$, estas variaciones pudieran ser mucho mayores cuando se obtengan de diferentes fabricantes y lotes de fabricación.

4.4. Tenacidad a la Fractura del Acero AISI 1045

Algunos autores han reportado datos experimentales y de simulaciones de la tenacidad a la fractura del Acero AISI 1045, entre los resultados más importantes destacan Jaramillo y Bacca (2009), quienes reportan valores experimentales de 61.7, 63.2 y 62.4 MPa-m^{0.5}, con base en experimentos realizados siguiendo los procedimientos de la norma ASTM E399 (ASTM, 2012a). Por otro lado Marcelo, Tokimatsu y Ferreira (2009) reportan valores entre 54 y 62 MPa-m^{0.5} durante el análisis de fallas de un acero AISI 1045.

Durante la presente investigación, los primeros resultados de propagación de grietas desarrollados en las probetas de acero AISI 1045, como se verá en el apartado **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia. ¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**, permitieron corroborar que un valor de tenacidad a la fractura de $55 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{0.5}$ es adecuado para predecir el tamaño crítico de la grieta durante los ensayos de propagación.

4.5. Tasa de Propagación de Grietas del Acero AISI 1045

La caracterización del crecimiento de las grietas en el Acero AISI 1045 se realizó con base en la norma ASTM E-647 (ASTM, 2013a) “*Método de Ensayo Estándar para la Medición de las tasas de crecimiento de grietas por fatiga*”, el cual cubre la determinación de las tasas de crecimiento de grietas desde valores del factor de intensidad de esfuerzo cercanos al umbral (K_{th}) hasta valores cercanos a la tenacidad a la fractura (K_{Ic}) del material (Ver Figura A-18, Anexo A).

El método descrito en la norma ASTM E647-05 envuelve la aplicación de cargas cíclicas a probetas entalladas, que han sido pre-agrietadas satisfactoriamente bajo condiciones de fatiga. El tamaño de la grieta puede ser medido de forma visual o por cualquier otro método, como función del número de ciclos a fatiga desarrollados y estos datos están sujetos a análisis numérico para establecer la tasa de crecimiento de grietas.

La tasa de crecimiento de grietas se expresa como función del factor de intensidad de esfuerzos en la punta de la grieta (da/dN versus ΔK), la cual caracteriza la resistencia del material a la extensión estable de una grieta bajo condiciones de cargas cíclicas. En condiciones de ambiente controladas, las tasas de crecimiento de grietas son principalmente función de ΔK y de la razón de esfuerzos R (Ecuación A-4, Anexo A)

Expresar da/dN como función de ΔK provee resultados que son independientes de la geometría, permitiendo por tanto intercambiar los resultados obtenidos desde una variedad de configuraciones de probetas y condiciones de carga. Al asumir el concepto de similitud, se establece que las grietas de diferentes tamaños sometidos al mismo valor ΔK avanzarán en incrementos iguales de extensión de grietas por ciclo.

Los esfuerzos residuales en el material pueden influenciar las tasas de crecimiento de grietas y la confiabilidad de los modelos de crecimiento de grietas. Los efectos pueden ser

significativos cuando las piezas son tomadas de materiales que presentan campos de esfuerzos residuales como los producidos por: soldadura, forja, extrusión, fundición o maquinado de grandes espesores. Las probetas que se extraen de este tipo de productos con esfuerzos residuales también tendrán esfuerzos residuales. Aún cuando la extracción de la pieza y la introducción de la entalla para el inicio de la grieta pueden aliviar parcialmente y redistribuir el patrón de esfuerzos residuales, la magnitud remanente de estos esfuerzos aún puede ocasionar errores en los resultados del ensayo. Los esfuerzos residuales se superponen a los esfuerzos cíclicos aplicados y los reales del factor de intensidad de esfuerzos en la punta de la grieta resultan diferentes a los determinados únicamente con las fuerzas o desplazamientos externos aplicados.

Las tasas de crecimiento de pequeñas grietas por fatiga pueden diferir notablemente de la tasa de crecimiento de grietas grandes para valores dados de ΔK . El uso de datos provenientes del análisis de grietas grandes, con el fin de analizar grietas pequeñas generalmente resulta en estimados no conservativos de la vida útil del componente. El efecto relacionado con grietas pequeñas debe ser acentuado con factores ambientales. Se considera que las grietas son pequeñas cuando:

1. Su longitud es pequeña comparada con una dimensión micro-estructural relevante (una limitación desde la perspectiva de la mecánica del medio continuo).
2. Su longitud es pequeña comparada con la escala de la plasticidad local (una limitación desde el punto de vista de la mecánica de la fractura elástica lineal).
3. Las grietas son físicamente pequeñas ($<1\text{mm}$).

Los datos de crecimiento de grietas cerca del umbral, establecidos a través de este método debe considerarse como representativos del crecimiento de la grieta a fatiga en estado estable que emana de una grieta de gran tamaño, una que es de suficiente magnitud como para considerar que la transición desde la etapa iniciación hasta la propagación es completa. Cuando se aplican los datos de estado estable de la propagación de grietas cerca del umbral al historial de servicios de carga del componente, esto puede resultar en resultados no conservativos, especialmente en el caso de grietas pequeñas.

El cierre de la grieta también puede tener una influencia dominante en el comportamiento de la tasa de crecimiento de la grietas por fatiga, particularmente en el régimen de crecimiento de las grietas cerca del umbral a bajas relaciones de esfuerzo. Esto implica que la condición en la estela de la grieta y el historial de carga previo pueden tener influencia en la tasas de propagación de grietas. El entendimiento del papel que juega el proceso de cierre es esencial para determinar el comportamiento de la propagación de grietas, principalmente durante la aplicación de ciclos de carga de amplitud variable.

Es importante que para el desarrollo del ensayo se preste atención especial al alineamiento de las mordazas que sujetan las probetas. La desalineación puede causar un agrietamiento no simétrico, particularmente en aplicaciones críticas como las pruebas realizadas cerca del umbral, lo que de hecho puede llevar a la obtención de datos inválidos.

4.5.1. Configuración, tamaño y preparación de las probetas

La norma ASTM E647-08 (ASTM, 2008c), especifica tres geometrías de probeta para la realización de los ensayos de propagación de grietas en cargas cíclicas (Figura 31), la Probeta Compacta¹⁸ C(T), la probeta con grieta central¹⁹ M(T) y la Probeta Cargada Excéntricamente con Entalla Simple²⁰ ESE(T).

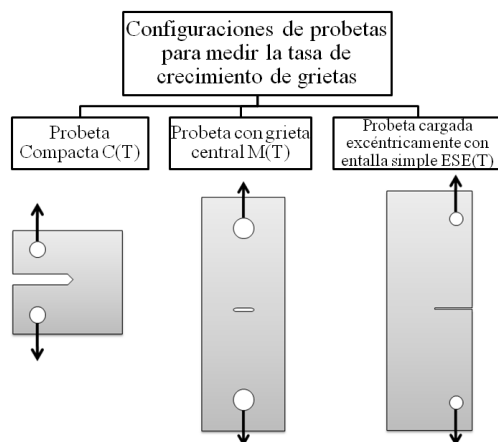


Figura 31. Tres configuraciones de probeta descritas por la norma ASTM E647-08

De los tres tipos de probetas descritos en la norma, se ha seleccionado la probeta M(T) para la realización del ensayo de propagación de grietas, esta elección se realiza

¹⁸ "Compact Specimen" descrita en forma breve como C(T)

¹⁹ "Middle Tension Specimen" descrita en forma breve como M(T)

²⁰ "Eccentrically-Loaded Single Edge Crack Tension Specimen" descrita en forma breve como ESE(T)

principalmente debido a que este tipo de probeta tiene una mayor correspondencia con los tipos de defectos presentados por fatiga en placas de acero y además representa una mejor condición para la puesta en práctica de las reparaciones, principalmente la reparación con parches de material compuesto (Ver Figura 1), en la Tabla 8, se consideran las ventajas, desventajas y aplicaciones de cada uno de estos tipos de probetas.

Tabla 8. Ventajas y limitaciones asociadas a los diferentes tipos de probetas especificadas en la norma ASTM E647-08

Probeta	Descripción	Ventajas	Limitaciones
C(T)	Probeta con entalla sencilla en el borde para cargar a tensión.	<ul style="list-style-type: none"> Su ventaja sobre muchos otros tipos de probetas es la de requerir la menor cantidad de material para la evaluación del crecimiento de la grieta. 	<ul style="list-style-type: none"> No se recomienda para ensayos que implican tensión-compresión. No se recomienda para materiales con refuerzos discontinuos o que presenten una naturaleza anisotrópica, en tales casos se recomienda la probeta M(T) o la ESE(T)
M(T)	Es una probeta con una entalla central que puede ser cargada tanto en tensión como en compresión.	<ul style="list-style-type: none"> Tiene como ventaja sobre muchos otros tipos de probeta que permite su uso bajo relaciones de carga a fatiga (R) tanto positiva como negativa. 	<ul style="list-style-type: none"> En el régimen de carga cerca del umbral, se puede experimentar dificultad para conseguir los requerimientos de simetría, en tales casos las probetas C(T) o ESE(T) pueden ser alternativas apropiadas.
ESE(T)	Probeta con entalla sencilla en el borde similar a la C(T) para cargar a tensión-tensión.	<ul style="list-style-type: none"> Su geometría alargada permite un mayor espacio de trabajo relacionada con la C(T). Requiere cargas más pequeñas para obtener valores equivalentes del factor de intensidad de esfuerzos K, en comparación con otras configuraciones. Reduce los esfuerzos paralelos a la superficie de la grieta. 	<ul style="list-style-type: none"> No registra.

La geometría general de la probeta M(T) se muestra en la Figura 32. Para esta probeta se recomienda que el límite superior de espesor se encuentre entre $W/8 \leq B \leq W/4$. El espesor mínimo necesario para evitar el pandeo y deflexión lateral debe determinarse de tal forma que para cada geometría de probeta y condiciones de carga particulares, las deflexiones no excedan el 5% de la deformación nominal.

Las probetas que serán sometidas al ensayo de crecimiento de grietas de acuerdo a la norma ASTM E647-08, deben pre-agrietarse. La pre-grieta provee una geometría de la discontinuidad lo suficientemente delgada, rectilínea y simétrica para la realización del ensayo.

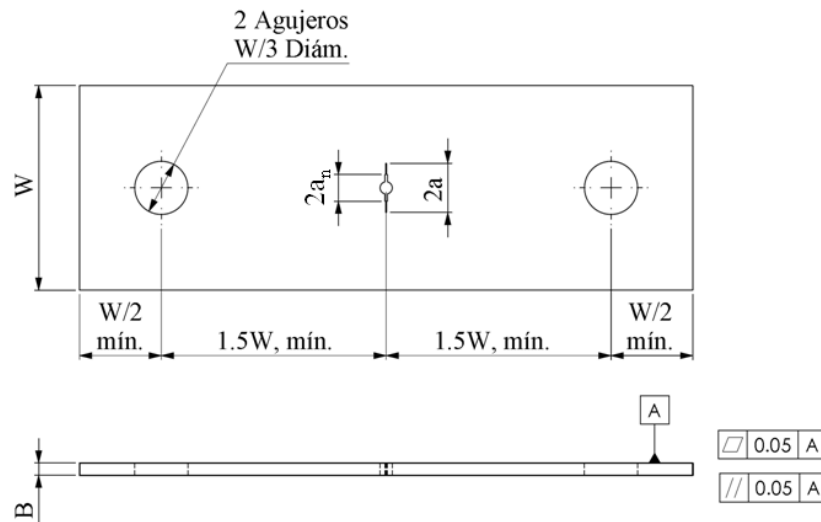


Figura 32. Geometría de la probeta M(T), de acuerdo a la Norma ASTM E647

La entalla maquinada $2a_n$, en la probeta M(T) debe estar centrada con respecto a la línea central dentro de $\pm 0.001W$. La longitud de la entalla maquinada en esta probeta debe determinarse en consideración a los aspectos prácticos del maquinado, se recomienda que $2a_n$ sea al menos $0.2W$ cuando se utilice el método de la flexibilidad²¹ para monitorear la extensión de la grieta. Los detalles de la entalla y de la pre-grieta se describen en la **¡Error!**
No se encuentra el origen de la referencia..

Con el fin de que los resultados sean válidos de acuerdo al método descrito en la norma, se requiere que la probeta tenga un comportamiento predominantemente elástico en todos los valores de fuerza aplicada. Los mínimos valores del tamaño para que la probeta cumpla con los requerimientos se basan principalmente en resultados empíricos y son específicos para el tipo de probeta utilizada. En el caso de la probeta M(T), la probeta debe cumplir con:

$$(W - 2a) \geq 1.25 P_{max} / (B \sigma_{YS})$$

Ecuación 55

²¹ Compliance method

Donde $(W - 2a)$ es el ligamento no agrietado de la probeta; B es el espesor y σ_{YS} es la resistencia a la cendencia del material a la misma temperatura a la que se realiza el ensayo de crecimiento de grietas (Ver Tabla 7. Propiedades Mecánicas del Acero AISI 1045; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.**).

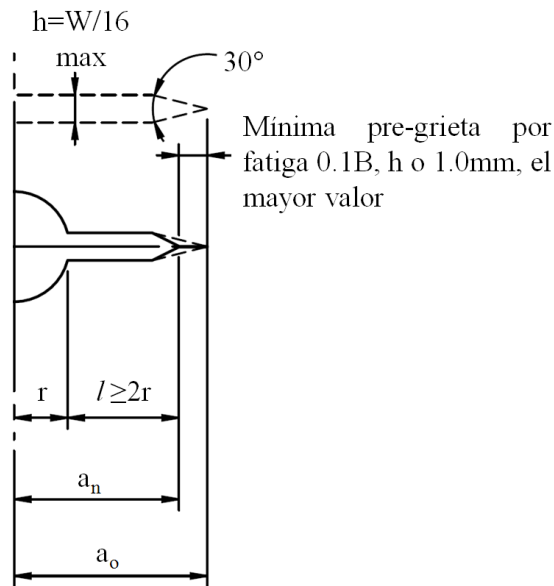


Figura 33. Entalla y detalles de los requerimientos mínimos de la pre-grieta por fatiga

La Tabla 9 resume las dimensiones más relevantes de las probetas utilizadas para los ensayos de crecimiento de grietas y para la determinación experimental de la efectividad de los métodos de reparación.

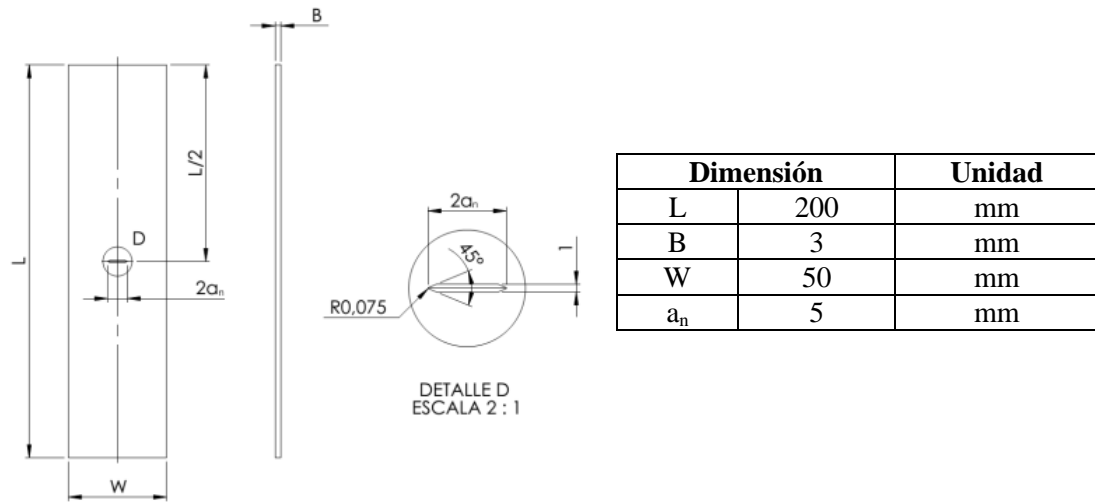
4.5.2. Resultados del Ensayo de Crecimiento de Grieta

La primera etapa del ensayo para medir la tasa de crecimiento de grietas a fatiga consiste en el pre-agrietamiento, el pre-agrietamiento, de aproximadamente 1mm, tiene como objeto conseguir una grieta por fatiga lo suficientemente afilada y con un tamaño y rectitud adecuados. Adicionalmente el pre-agrietamiento remueve los efectos de concentración de esfuerzos de la entalla maquinada.

La etapa de pre-agrietamiento se realizó a través del proceso de decremento de carga, El valor final K_{max} durante esta etapa no debe exceder el valor inicial de K_{max} para la etapa del ensayo en la que se obtendrán las tasas de crecimiento de grietas por fatiga. Si es necesario, se pueden utilizar valores de fuerzas correspondientes a valores más grandes de

K_{max} , con el fin de iniciar la grieta a partir de la entalla maquinada. En este caso el rango de fuerza debe disminuirse gradualmente hasta alcanzar los requerimientos anteriores. En cualquier caso el decremento gradual deber ser tal que no se supere el 20% de la carga máxima cada vez que la extensión de la grieta crezca en una proporción medible.

Tabla 9. Dimensiones generales de la probeta utilizada para los ensayos de propagación de grietas



Para verificar la validez del pre-agrietamiento, es necesario medir la extensión de la grietas en ambos lados de la probeta, si los tamaños medidos el frente y respaldo de la probeta difieren en más de $0.25B$ (Figura 32; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.**), el pre-agrietamiento no es útil para la subsecuente prueba de crecimiento de grietas por fatiga y los resultados del ensayo serían inválidos. Adicionalmente, en el caso probetas M(T), las medidas tomadas desde la línea de centro hasta los extremos de las pre-grietas no deben diferenciarse en más de $0.025W$ (Figura 32). Si este requerimiento no se cumple, la probeta no será útil para el ensayo.

Para la medición del tamaño de la grieta se utilizó un extensómetro de 5mm con montaje en clip, de referencia MTS 632.02F, que permitió estimar el tamaño de la grieta a partir de su apertura, sin embargo en cada etapa del crecimiento de la grieta se contrastaron los resultados con mediciones directas del tamaño de la grieta, los detalles del montaje de la probeta en la máquina de fatiga se muestran en la Figura 34.

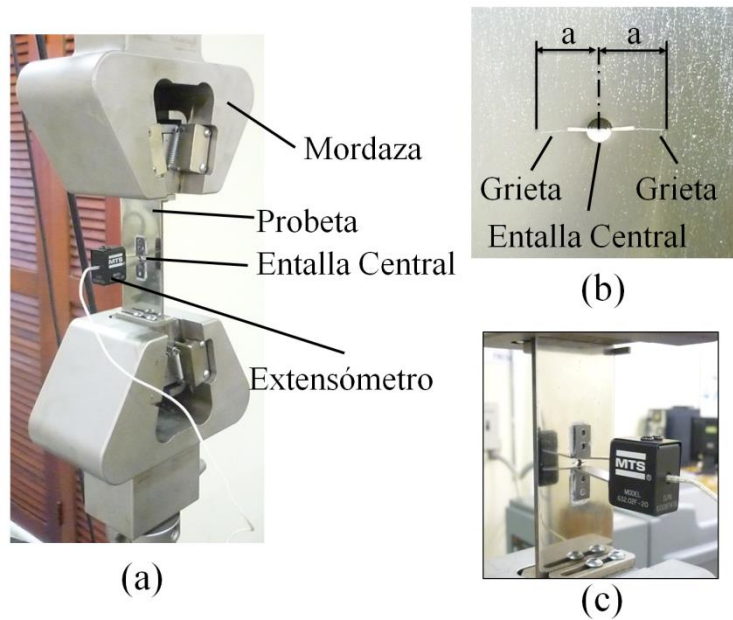


Figura 34. (a) Detalles del montaje de la probeta M(T) en la máquina de Fatiga axial, (b) Grietas emanando de la entalla central, (c) Detalle de montaje de extensómetro

Posterior al pre-agrietamiento, se procede a la realización del ensayo de crecimiento de grietas por fatiga, para ello se realiza un recuento del número de ciclos de carga aplicados y de el tamaño de grieta correspondiente, para el ensayo se utilizó una carga máxima $P_{m\acute{a}x}=25kN$ y una relación de carga $R=0.1$. Para la caracterización de la tasa de propagación de grieta por fatiga axial, se utilizaron tres probetas idénticas M(T), maquinadas de acuerdo a las especificaciones de la Figura 32, tomadas del mismo lote de fabricación y sometidas a un proceso de tratamiento térmico de recocido de alivio de tensiones residuales. La secuencia gráfica del crecimiento de la grieta se muestra en Figura 35.

Con el fin de establecer las características de crecimiento de grieta del material, se registraron los valores del tamaño de la grieta y del número de ciclos de carga correspondientes, luego se graficaron estos valores. Las gráficas de Tamaño de grieta (a) Vs Número de ciclos (N) y de la tasa de crecimiento de grietas (da/dN) Vs el rango del factor de intensidad de esfuerzos (ΔK) se muestran en la Figura 36.

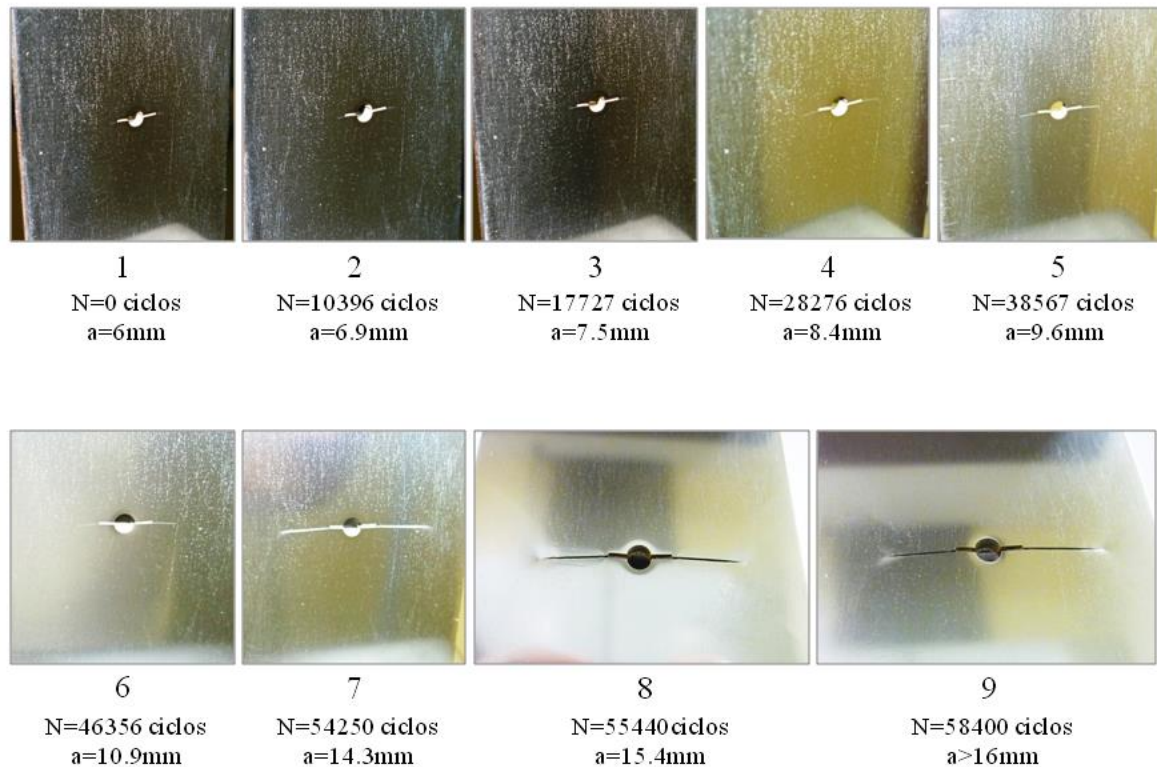


Figura 35. Secuencia gráfica del Crecimiento de grietas por fatiga en una probeta de Acero AISI 1045. $P_{máx}=25kN$. $R=0.1$. Probeta pre-agrietada en fatiga de alto ciclaje.

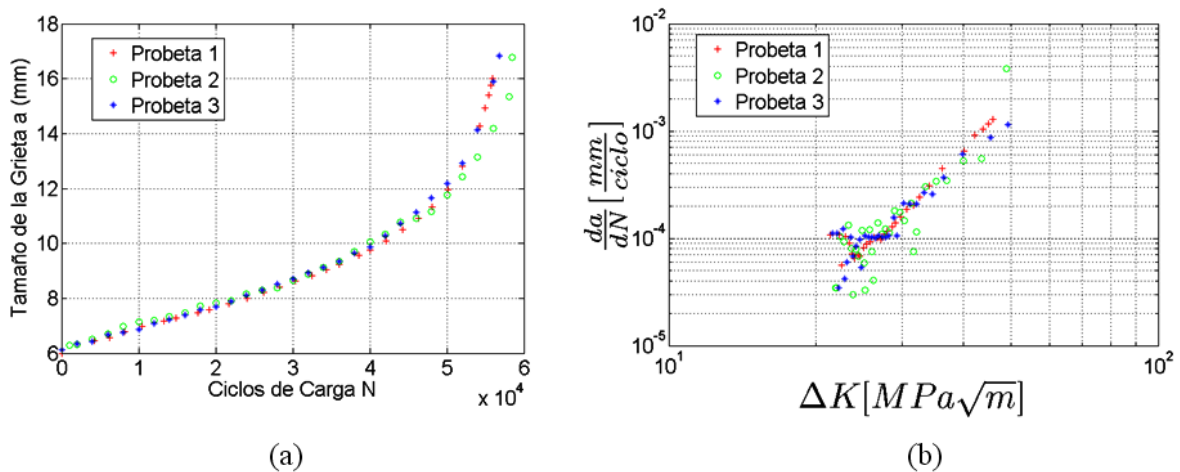


Figura 36. Resultados experimentales de la propagación de grietas por fatiga axial en acero AISI 1045, (a) Tamaño de grieta Vs Número de Ciclos de carga, (b) Tasa de Crecimiento de grieta Vs Rango del factor de intensidad de esfuerzos

En promedio, los resultados experimentales mostraron que la longitud de grieta crítica para la probeta M(T) fabricada de acero AISI 1045 se alcanza luego de 57079 ± 928 ciclos de carga, los resultados experimentales muestran buena concordancia con el comportamiento esperado para metales dúctiles cuyo crecimiento de grieta a fatiga se

caracteriza a través de la mecánica de la fractura elástica lineal. Por lo anterior resulta útil establecer el comportamiento del crecimiento de grieta utilizando la Ley de Paris (A.3.1. Enfoque de Mecánica de la Fractura Elástica Lineal, Anexo A). Al tratar de correlacionar adecuadamente los resultados experimentales con los parámetros del material en la ley de Paris, se encontró que una definición adecuada de la misma para el acero AISI 1045, en estado recocido es:

$$\begin{aligned}\frac{da}{dN} &= 2.3 \times 10^{-4} (\Delta K)^{3.5}; \text{ kN/mm}^{1.5} \text{ para } \Delta K \text{ y mm/ciclo para } da/dN \\ \frac{da}{dN} &= 1.29 \times 10^{-9} (\Delta K)^{3.5}, \text{ MPa(m)}^{0.5} \text{ para } \Delta K \text{ y mm/ciclo para } da/dN\end{aligned}\quad \text{Ecuación 56}$$

Una observación importante, es que en las diferentes probetas ensayadas, a medida que las grietas se hicieron más grandes, las tasas de crecimiento también se hicieron más predecibles, la Figura 36 muestra que en las primeras etapas, las tasas de crecimiento de grietas fueron muy dispersas en su comportamiento, pero a medida que las grietas se hicieron más grandes, la dispersión disminuyó hasta mostrar un comportamiento casi lineal en el caso de la gráfica log-log que relaciona el rango del factor de intensidad de esfuerzos (ΔK) con la tasa de crecimiento de grietas por fatiga (da/dN).

Es de esperarse que en las primeras etapas de crecimiento de grietas y muy cerca del umbral, las tasas de crecimiento de grietas sean algo dispersas, es decir que en instantes, la grieta presente un crecimiento instantáneo alto y en otras ocasiones un crecimiento o extensión muy corta comparada con sus dimensiones características, en especial por la gran influencia de los factores micro-estructurales, sin embargo, también debe considerarse que los resultados de crecimiento de grieta se obtuvieron a partir de probetas que fueron pre-agrietadas bajo condiciones de fatiga de alto ciclaje, por lo que gran parte de los efectos micro-estructurales y el nivel de variabilidad las tasas de crecimiento de grietas debieron desvanecerse.

El comportamiento observado se le atribuye por tanto a que el crecimiento que presenta la grieta en ocasiones no es continuo, o al menos no es detectable como tal, sino que solo puede detectarse el crecimiento cuando se ha logrado una extensión de la grieta lo suficientemente grande como para ser detectada con la resolución de los instrumentos de medición utilizados.

Cuando la grieta ha alcanzado un tamaño considerable, las pequeñas extensiones que se pueden detectar con los instrumentos de medida, no generan cambios abruptos , es decir que la dispersión en los resultados se debe más a una gran sensibilidad en el crecimiento relacionada con el pequeño tamaño de la grieta al inicio del proceso que con un aceleramiento repentino del proceso de degradación del material sometido a cargas cíclicas.

Estos resultados representan un precedente importante desde el punto de vista práctico, puesto que permiten evidenciar la importancia de establecer métodos adecuados de detección de grietas, dependiendo de la tenacidad a la fractura del material y de las condiciones críticas a partir de las cuales la grieta crecerá de forma inestable. Es decir que si el tamaño crítico de grieta se encuentra muy cerca del tamaño mínimo detectable por el instrumento de medida, será mucho más difícil predecir el número de ciclos a la falla de la pieza, mientras que si el tamaño crítico es mucho mayor que el mínimo tamaño detectable con el método de detección seleccionado, entonces será posible establecer la tasa de crecimiento de la grieta de una forma más confiable y predecir de manera más certera la vida útil o el número de ciclos al que podrá someterse un componentes antes de que se alcance la condición crítica o de falla.

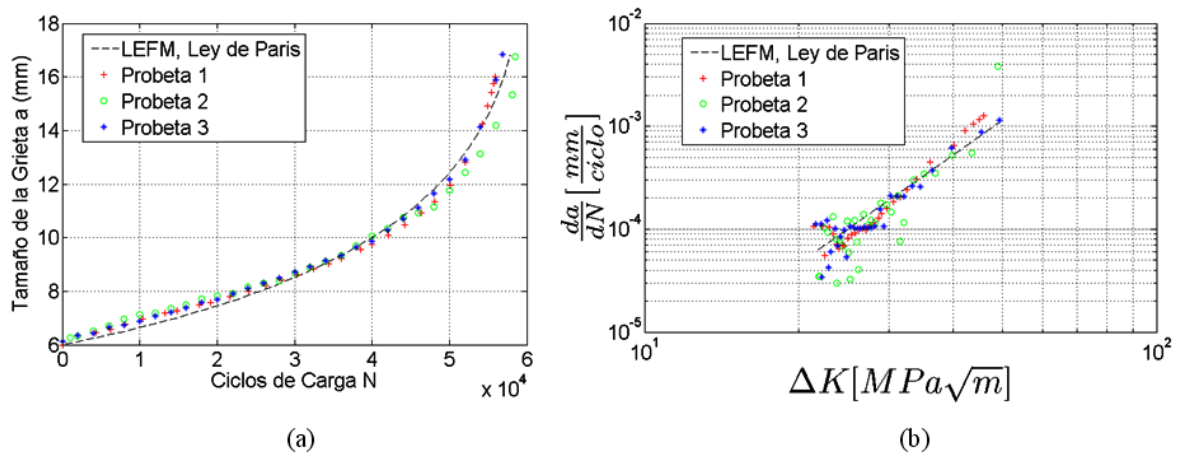


Figura 37. Comparación entre los resultados del modelo (Ley de Paris) y su concordancia con los resultados experimentales.

A pesar de la gran dispersión presentada al inicio, es posible detectar un patrón lineal en la gráfica log-log de da/dN Vs ΔK . Dicho patrón se puede modelar adecuadamente a través de la Ley de Paris (Ecuación 56). La representación gráfica de la concordancia entre

los valores experimentales y los valores de la predicción hecha con la Ley de Paris se muestran en la Figura 37.

Es importante resaltar que la ecuación obtenida a partir de los resultados experimentales es válida para una relación de esfuerzos $R=0.1$, puesto que la evaluación experimental se realizó bajo tales condiciones de carga. Sin embargo, con el fin de dar generalidad a los resultados encontrados, a continuación se utiliza la Ecuación 4 y la Ecuación 5 (Huang & Moan, 2007), junto con los valores obtenidos en la Ecuación 56 para extrapolar el comportamiento de la tasa de propagación de grietas a una variedad de razones de carga R .

$$\frac{da}{dN} = 9.99 \times 10^{-10} (M \Delta K)^{3.5} \quad \text{Ecuación 57}$$

$$M = \begin{cases} (1 - R)^{-0.84} & (-5 \leq R < 0) \\ (1 - R)^{-0.7} & (0 \leq R < 0.5) \\ (1.05 - 1.4R + 0.6R^2)^{-0.7} & (0.5 \leq R < 1.0) \end{cases} \quad \text{Ecuación 58}$$

En la Ecuación 57, la constante C debe ser ajustada, el ajuste obedece a que para $R=0.1$ la ecuación debe predecir los mismos resultados que la Ecuación 56. Al aplicar las relaciones resumidas en la Ecuación 57 y Ecuación 58 se obtienen las curvas de la Figura 38.

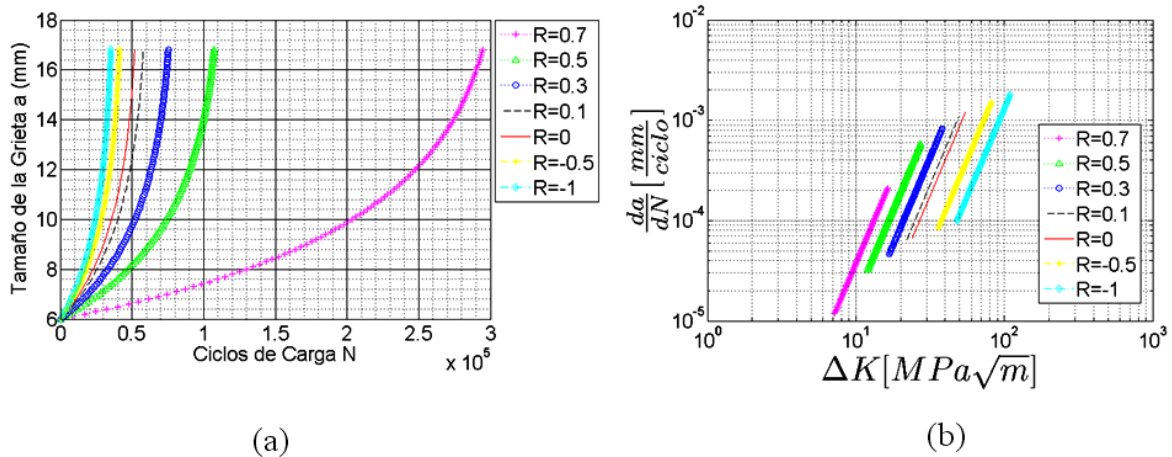


Figura 38. Curvas de propagación de grietas para acero AISI 1045 a diferentes razones de esfuerzo R , estimación de acuerdo a la ecuación de Huang y Moan (Huang & Moan, 2007).

Los resultados mostrados en la Figura 38 son el resultado de utilizar la aproximación descrita en la Ecuación 57 y Ecuación 58, la constante β y β_1 se toman como 0.7 y 0.84 respectivamente de acuerdo a la generalización presentada por Huang y Moan (Huang & Moan, 2007). Se resalta la importancia de realizar ensayos más extendidos para determinar el comportamiento de la tasa de propagación de grietas en el acero AISI 1045 para diferentes razones de Esfuerzo R. Sin embargo, la generalización utilizada, permite extender la aplicabilidad de los modelos descritos en el presente trabajo.

Con el fin de obtener un punto de comparación a los resultados obtenidos para el acero AISI 1045, se compararon los resultados con datos disponibles en la literatura, del comportamiento a fatiga de otros aceros. La Tabla 10; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.** muestra una serie de valores típicos para las constantes de la Ley de Paris en varios aceros seleccionados y una Razón de esfuerzos R=0, estos resultados se comparan con la estimación realizada a través de la Ecuación 57 para la misma razón de esfuerzos.

Tabla 10. Valores típicos de constantes C y m en la ley de Paris para R≈0 (Barsom & Rolfe, 1987)

Material	C	m
Acero martensítico	1.36×10^{-7}	2.25
Acero ferrítico-perlítico	6.89×10^{-9}	3
Acero austenítico	5.61×10^{-9}	3.25

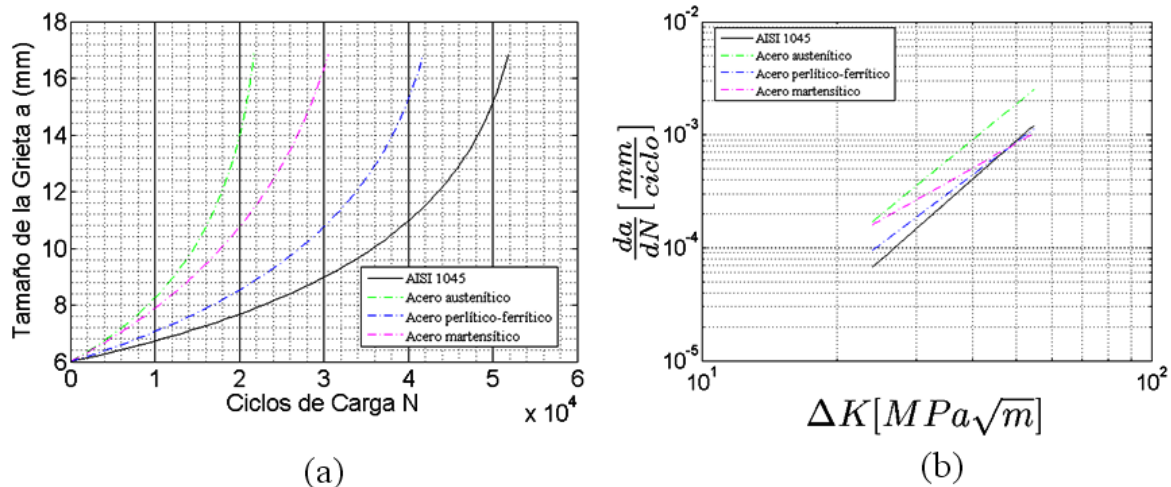


Figura 39. Comparación en el comportamiento de la grieta producida por fatiga en diferentes aceros. (a) Evolución de la grieta con el número de ciclos para Carga máxima de 25kN y R=0. (b) Curvas de propagación de grietas de acuerdo a los parámetros de Paris para diferentes aceros (Barsom & Rolfe, 1987) y comparación con el acero AISI 1045, R=0.

La Figura 39 muestra las gráficas log-log de da/dN Vs ΔK para los parámetros experimentales obtenidos para un acero AISI 1045 recocido y varios aceros típicos (Tabla 10). Se observa que los resultados obtenidos guardan concordancia el comportamiento de materiales similares, en particular resalta la similitud en el comportamiento con el acero ferrítico- perlítico, se observa que la tasa de crecimiento de grieta se incrementa con una mayor rapidez en el acero AISI 1045, lo que puede estar relacionado con múltiples aspectos tales como el tratamiento térmico previo y el acabado superficial. Lo anterior permite concluir que los resultados son coherentes y se encuentran en un orden de magnitud adecuado para los aceros.

4.6. Reparación de grietas utilizando Parches de Material Compuesto

Cuando se coloca un parche en una pieza agrietada por cargas cíclicas, el campo de esfuerzos en la punta de la grieta se redistribuye. Si el parche se ha aplicado correctamente, servirá como refuerzo estructural, y aliviará la concentración de esfuerzos, ocasionando un retardo en la tasa de crecimiento de grietas por fatiga.

En el presente trabajo, se decidió desarrollar modelos para la estimación del comportamiento a fatiga de parches simétricos de material compuesto, esto es, colocados en ambos lados de la pieza (Ver Figura 7b). Con el fin de realizar la caracterización experimental del comportamiento a fatiga del acero AISI 1045 reparado, se estableció un programa experimental dividido en dos etapas.

- Etapa 1: Consistió en un procedimiento exactamente igual al utilizado para caracterizar el crecimiento de grietas por fatiga en el acero AISI 1045, siguiendo los lineamientos de la norma ASTM E647, de tal manera que se obtuviera una grieta del tamaño adecuado para ser reparada.
- Etapa 2: Inicia con la instalación de los parches de material compuesto y el posterior montaje de la probeta en la máquina de fatiga. Una vez montada la probeta, se reinicia la aplicación de las cargas de fatiga hasta hacer fallar el componente.

4.6.1. Materiales

Para los ensayos de caracterización de la reparación con parches, se utilizaron 7 (siete) probetas de acero AISI 1045, las cuales fueron preparadas de acuerdo a los procedimientos de la norma ASTM E-647 (Figura 32), las probetas utilizadas para la determinación experimental del comportamiento de los parches de material compuesto también fueron del tipo M(T), las cuales se extrajeron del mismo lote de material de cual fueron obtenidas las probetas con las que se realizó la caracterización experimental de la tasa de crecimiento de las grietas por fatiga en el apartado 4.5. Tasa de Propagación de Grietas del Acero AISI 1045. A las probetas se les ensayó hasta obtener una grieta de tamaño $a=11\text{mm}$, lo cual corresponde aproximadamente al 66% del tamaño crítico de la grieta para el material con esta configuración.

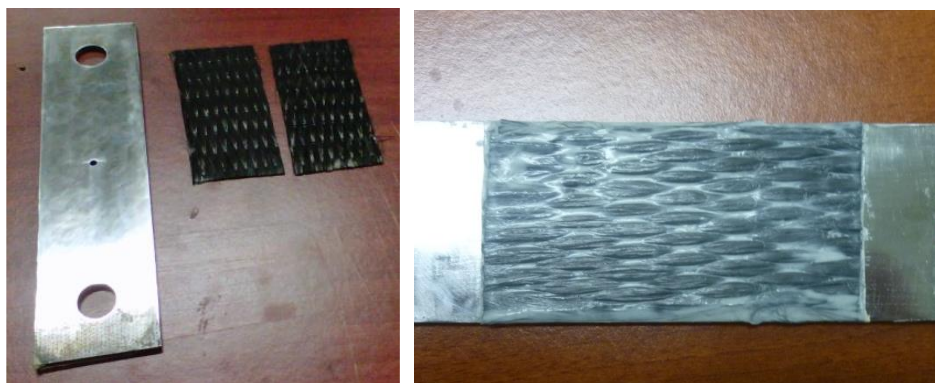


Figura 40. Materiales utilizados para la reparación de la probeta agrietada por fatiga

La reparación en las probetas de acero AISI 1045 agrietadas se realizó con un tejido de fibras de carbono unidireccionales, de alta resistencia y alto módulo, con referencia comercial SikaWrap 600C®, sus propiedades mecánicas se describen en la Tabla 11.

Tabla 11. Propiedades físicas y mecánicas de las fibras SikaWrap 600C

Propiedad de la Fibra	Valor	Unidades
Resistencia a la Tensión	4200	MPa
Módulo de Elasticidad a la Tensión	240	GPa
Elongación	1.55	%
Dirección de la Fibra	0	°
Masa	610	g/m^2
Espesor	0.34	mm
Densidad	1.80	g/cm^3

Las fibras fueron saturadas utilizando el adhesivo epóxico Sikadur 301®, para conformar el polímero reforzado con fibras (CFRP).

Tabla 12. Propiedades de la Resina Sikadur 301

Propiedad de la Resina	Valor	Unidades
Resistencia a la Tensión a 7 días	52	MPa
Módulo de Elasticidad a la Tensión	2	GPa
Elongación	3.5	%

4.6.2. Procedimiento

Las piezas de acero presentaban un buen acabado superficial debido a que esto es requerido por la norma ASTM E647, fue necesario utilizar un disolvente para remover residuos de grasa y suciedad en la superficie antes de adherir los parches.

El tejido SikaWrap fue saturado con la resina hasta que todas las fibras quedaran totalmente húmedas, luego los parches fueron colocados en la superficie de las piezas agrietadas y se utilizó un rodillo de acero con ranuras, con el fin de escurrir el exceso de resina y remover las burbujas que pudieran haber quedado al interior del CFRP o en la interfaz entre las fibras y la pieza de acero reparada. Las piezas fueron dejadas 24 horas en posición horizontal con el fin de garantizar que el curado se diera de forma adecuada y evitar que el peso del parche lo desprendiera de la superficie o formara burbujas. Luego de las 24 horas de curado, se tomó la segunda cara de la pieza agrietada y se realizó el mismo procedimiento para conseguir una reparación simétrica.

La primera pieza ensayada, no mostró incrementos en el número de ciclos a la falla luego de la reparación, incluso se observó que el parche de material compuesto se desprendió de la superficie a los pocos ciclos de carga, por lo que, en primera instancia, se procedió a revisar calibración y la alineación de la máquina de ensayos y se realizó la puesta a punto de acuerdo a las indicaciones de las normas ASTM E8 y ASTM E647.

Adicional a la calibración de la máquina, se realizó una preparación de las probetas, a través del lijado de las superficies en las que se procedería luego a colocar el parche de material compuesto, esto con el fin de proporcionar una superficie adecuada para el anclaje y la correcta adhesión de los parches, los patrones de rayado se hicieron cuidando no generar concentradores cerca de la punta de la grieta para no propiciar nuevas grietas o bifurcaciones en la ya existente. El lijado superficial se realizó con un patrón en forma de X (Figura 41) utilizando un papel abrasivo de carburo de silicio P360 (ISO6344-1).

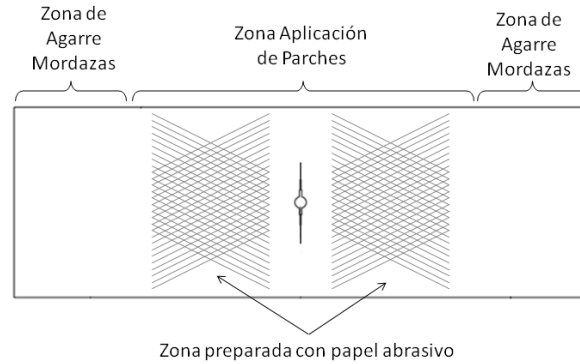


Figura 41. Patrón de rallado creado con papel abrasivo para crear una superficie de anclaje para el parche

Una vez alcanzado el período de curado de los parches, se procedió a realizar el ensayo de propagación de grietas, las dos primeras probetas se ensayaron hasta alcanzar su rotura, en estas probetas se registró el número de ciclos de carga totales, en las cuatro siguientes se suspendió la prueba en un número de ciclos menores al total de ciclos alcanzados con los parches en las dos primeras pruebas, esto con el fin de registrar el tamaño de la grieta en puntos intermedios y poder verificar la evolución del crecimiento de la grieta en diferentes. Para verificar el tamaño de la grieta en las cuatro piezas finales, fue necesario remover mecánicamente el parche luego de desmontar las piezas, esto se hizo con el fin de exponer la grieta a la vista y medir el tamaño de la grieta directamente.

4.6.3. Resultados

Luego de preparar la superficie de la probeta con el papel abrasivo, se consiguió un mejor resultado en la adherencia de los parches de material compuesto. Los resultados mostraron un incremento en el número de ciclos a la falla, por lo cual el método es considerado adecuado para reparar grietas por fatiga.

Los resultados también mostraron que es muy importante establecer un procedimiento adecuado, esto con el fin de garantizar que la reparación sea efectiva, de lo contrario no se conseguirán resultados esperados. Aunque no es el interés principal de este trabajo de investigación optimizar el procedimiento que garantice la efectividad de este tipo de reparaciones, se establece que puede estudiarse y optimizarse el procedimiento de preparación con la que se logre conseguir el mejor desempeño de la reparación, sin embargo, como se ha mencionado, esa optimización se desvía del objeto de estudio del presente proyecto, que se limita al planteamiento de modelos de mecánica de la fractura

para estimar el comportamiento a fatiga de la pieza reparada. Los resultados experimentales se muestran en la Figura 42.

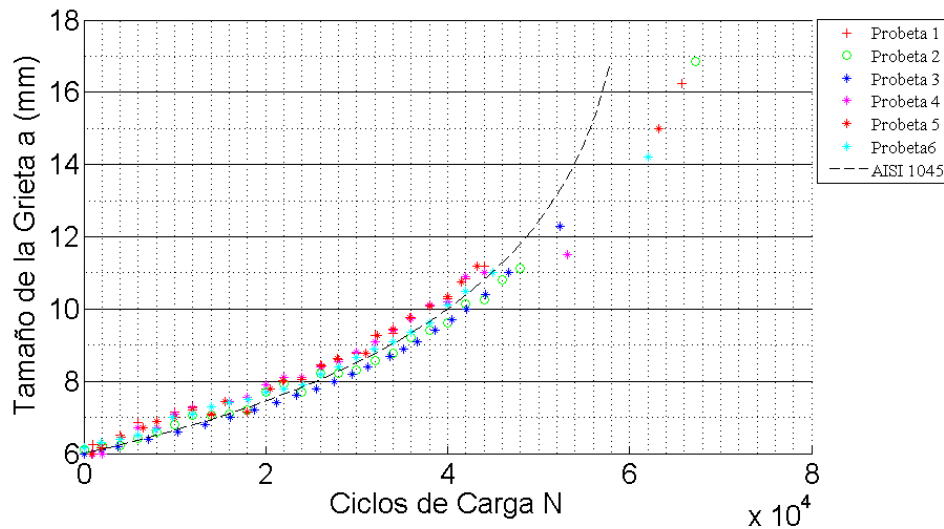


Figura 42. Resultados Experimentales Probetas reparadas con Parches de Fibra de Carbono (CFRP). $R=0.1$ y $P_{max}=25kN$.

En primera instancia los resultados permiten inferir que los parches de fibra de carbono (CFRP), pueden incrementar la vida útil de componentes agrietados sometidos a fatiga. En las dos primeras probetas ensayadas, se pudo incrementar el número de ciclos a la falla hasta 65724 ciclos y 67200 ciclos, lo que indica un incremento en la vida útil de los componentes de 15.1% y 17.7% respectivamente, en relación con los 57079 ciclos de carga que se obtuvieron en promedio cuando se permitió la propagación libre de las grietas sin ningún tipo de reparación.

Los resultados obtenidos, tienen una gran dependencia de factores tales como el tamaño de la grieta al momento de aplicar la reparación, la calidad de la unión entre las superficies reparadas, la razón de carga R , entre otros. Por lo cual establecer que todos los tipos de reparaciones realizadas con materiales compuestos permitirán obtener incremento en la vida útil de los componentes entre 15.1% y 17.7% no es apropiado, antes es necesario considerar todas estas variables, sin embargo, los resultados obtenidos permiten establecer un punto de partida para la definición de las variables utilizadas en los modelos propuestos en el Capítulo 3, una determinación del nivel de dependencia de la efectividad del parche con cada una de las variables que la pueden afectar, requiere un estudio experimental más amplio.

Al final de este capítulo se revisa y analiza el ajuste de los modelos planteados con los resultados experimentales.

4.7. Reparación de Grietas utilizando pines de acero en la punta de la grieta

Los agujeros son discontinuidades, que se consideran concentradores de esfuerzo a partir de los cuales pueden iniciarse grietas por fatiga en piezas sometidas a cargas cíclicas. La punta de una grieta formada por cargas cíclicas tiene un efecto de concentración de esfuerzos mucho mayor que la de un agujero taladrado.

Por otro lado, con el fin de impedir la formación de grietas en los agujeros, en la industria aeronáutica existe desde hace mucho tiempo la práctica de realizar la expansión en frío de agujeros taladrados en el fuselaje de las aeronaves, (Ver apartado 2.4.3. Expansión en frío).

Al relacionar los hechos expuestos, es razonable establecer que un agujero de tamaño adecuado, expandido en frío, que se ubica en la punta de una grieta por fatiga, puede detener o retrasar su crecimiento. En presente trabajo de investigación, se decidió desarrollar modelos para la estimación del comportamiento a fatiga de pines o insertos de acero ubicados en la punta de una grieta formada en una probeta tipo M(T), fabricada en acero AISI 1045.

Para caracterizar de forma experimental el comportamiento a fatiga del acero reparado se estableció un programa experimental dividido en dos etapas:

- Etapa 1: Para determinar el comportamiento de la reparación con pines de acero, se sometió una probeta M(T) a los procedimientos de la norma ASTM E647 hasta que las grietas por fatiga alcanzaron un tamaño pre-definido para realizar la reparación.
- Etapa 2. Inicia con la aplicación de la reparación con pines de acero insertados en la punta de la grieta y el posterior montaje de la probeta para reiniciar la aplicación de las cargas de fatiga hasta la falla del componente.

4.7.1. Materiales

Para la realización de los ensayos, se utilizaron 3 (tres) probetas de acero AISI 1045, la cuales fueron preparadas de acuerdo a los procedimientos de la norma ASTM E-647 (Figura 32), las probetas utilizadas para la determinación experimental del comportamiento de la reparación con pines de acero en la punta de la grieta también eran del tipo M(T), las cuales fueron extraídas del mismo lote de material de cual fueron obtenidas las probetas con las que se realizó la caracterización experimental de la tasa de crecimiento de las grietas por fatiga en el apartado anterior. A las probetas se les ensayó hasta obtener una grieta de tamaño $a=11\text{mm}$, lo cual corresponde aproximadamente al 66% del tamaño crítico de la grieta para el material con esta configuración.

Los pines o insertos fueron fabricados de Acero AISI 1045 (el mismo material de las probetas), con un diámetro exterior de 3.175mm, con conicidad, los agujeros fueron realizados con un taladro manual y una broca de 3mm de diámetro con el fin de garantizar interferencia entre los pines y el agujero taladrado, los pines tienen el mismo estado de suministro de las piezas ensayadas.

4.7.2. Procedimiento

El ensayo estuvo dividido en dos etapas, la primera de ellas consistió en la propagación de una grieta hasta un tamaño pre-definido para ser reparada. El tamaño de la grieta fue establecido con base en ensayos y resultados previos del grupo de Investigación (Blaschke, Maury, & Torres, 2006), el tamaño seleccionado permite verificar la efectividad del método de reparación sin detener por completo la grieta. El tamaño de la grieta para ser reparada, es el mismo que se utilizó en el método de reparación con parches de fibra de carbono (11mm).

Una vez alcanzado el tamaño predefinido para la reparación, se desmontó la probeta de la máquina de fatiga axial, se taladraron dos agujeros, uno en cada extremo de la grieta y se montó la probeta en una prensa hidráulica en la que se insertaron los pines de acero AISI 1045.



Figura 43. Ensayo de propagación de grietas sobre probetas reparadas con pines de acero

Luego de insertar los pines, se ubicó nuevamente la probeta en la máquina de fatiga con el fin de continuar con la aplicación de cargas cíclicas de acuerdo a los requerimientos del ensayo. Los resultados de la evolución del tamaño de grieta fueron registrados y graficados adecuadamente para ser analizados.

4.7.3. Resultados

En las tres probetas utilizadas, se registró la evolución de la grieta hasta el punto de reparación, luego de reparadas, se llevó la grieta hasta la rotura o crecimiento inestable de la grieta y se registró el número de ciclos.

Los resultados muestran que para la condiciones de carga, procedimiento de reparación y estado de suministro del material reparado, se incrementó la vida útil del componente, por lo cual se considera que el procedimiento utilizado logra incrementar la vida a fatiga, en las tres probetas reparadas se consiguió un número de ciclos a la falla muy cercanos a 61000, 60000 y 62000 lo que equivale a un incremento en la vida útil del componente de 6.9%, 5.1% 8.6% respectivamente, en relación con los 57079 ciclos de carga que se obtuvieron en promedio cuando se permitió la propagación libre de las grietas sin ningún tipo de reparación.

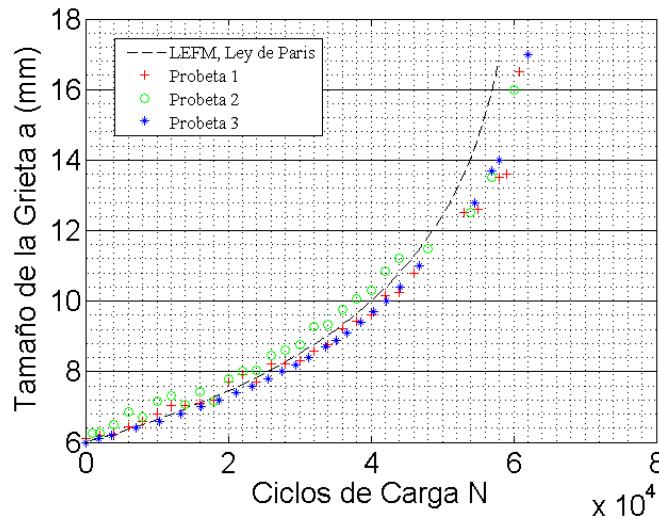


Figura 44. Resultados Experimentales Probetas reparadas con Pines de acero en la punta de la grieta y su comparación con el comportamiento esperado sin reparación. $R=0.1$. Nivel de interferencia 5.8%

En el caso de la reparación con agujeros taladrados en la punta de la grieta, se ha discutido en diversos trabajos, que la calidad superficial de los agujeros taladrados tiene una gran influencia en la efectividad de la reparación, por ello los resultados actuales son representativos de reparaciones realizadas con taladros manuales y condiciones poco controladas, es decir condiciones en las que es difícil establecer la tasa de remoción de material y ejercer control sobre la calidad superficial al interior del agujero.

Al igual que en la reparación con los parches de fibra de carbono, los resultados de la efectividad de la reparación son característicos de un tamaño de grieta correspondiente a aproximadamente el 60% del tamaño crítico de la grieta para la probeta y las condiciones de carga empleadas para el ensayo ($R=0.1$). Se espera, que cualquiera de los métodos de reparación aquí planteados sea más efectivo en la medida que se aplique en etapas más tempranas de la evolución de la grieta por fatiga.

4.8. Análisis y Ajuste de resultados experimentales con los modelos planteados

A continuación se presentan las comparaciones realizadas entre los modelos planteados para la estimación del comportamiento a fatiga de las probetas reparadas y los resultados experimentales.

4.8.1. Verificación de los modelos para la determinación del comportamiento de los parches de material compuesto.

En el apartado 3.4. *Modelos para la determinación del comportamiento de los parches de material compuesto.*, se plantearon dos modelos para determinar el comportamiento de las reparaciones con parches, a continuación se comparan los resultados experimentales con los modelos planteados.

Una de los parámetros que caracteriza la falla por fatiga de parches cargados en el modo II, es la curva G-N obtenida de una probeta ENF (Figura 19). La literatura reporta (Reinsborg Log & Echtermeyer, 2012), a través del proyecto Co-patch, la caracterización de la curva G-N para una interfaz de material compuesto de fibra de carbono-metal. La expresión que caracteriza el comportamiento se basa en la Ecuación 28:

$$N = 0.74(G)^{-5.95} \quad \text{Ecuación 59}$$

Donde G es la tasa de disipación de energía, obtenida a través de la Ecuación 15 y N es el número de ciclos a los cuales iniciará la falla de la interfaz por causa de las cargas cortantes de fatiga.

En el caso estudiado, no es posible utilizar la Ecuación 59 para determinar el número de ciclos a la falla de la interfaz adhesiva, puesto que esta condición predice vida infinita para la reparación. Básicamente lo que quiere decir es que la reparación realizada a las probetas no es adecuada y no responde a la relación de la Ecuación 59.

Con base en lo anterior se establece que existe un número de ciclos, no caracterizados en el marco del presente trabajo, a partir del cual el parche se desprende por causa de las cargas cortantes y el material queda expuesto nuevamente a recibir las cargas aplicadas. El ajuste realizado sobre el modelo indica que el número de ciclos luego de la reparación es aproximadamente 8200. La Figura 45 muestra el efecto de aplicar esta cantidad de ciclos como la vida de la reparación.

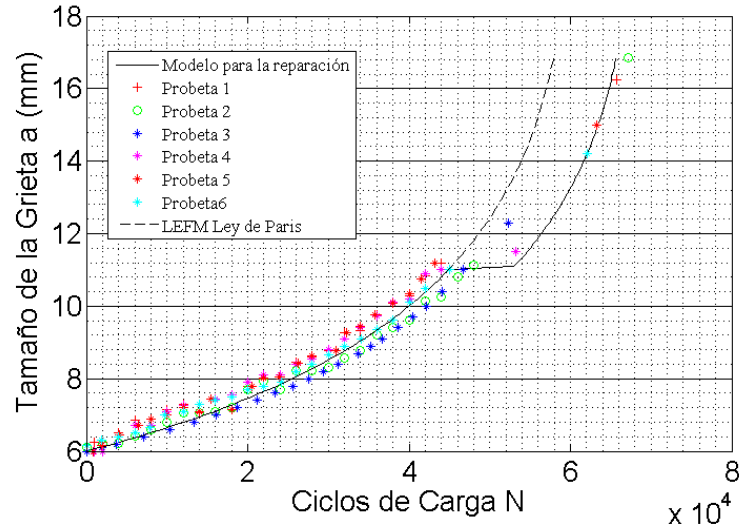


Figura 45. Modelo de estimación de efectividad de reparación de parches. $R=0.1$. $P_{m\acute{a}x}=25\text{kN}$. Pieza reparada con un tama\~no de grieta equivalente al 66% del tama\~no cr\~itico.

A continuaci3n se plantea un an\~alisis de varios panoramas con base en las Ecuaci3n 59, incrementando los valores de carga y adem\~as utilizando la Ecuaci3n 15 con el fin de verificar el comportamiento de la reparaci3n bajo diferentes condiciones, los par\~ametros geom\~etricos y propiedades escogidas para desarrollar el siguiente an\~alisis con base en los modelos, se resume en la Tabla 13.

Tabla 13. Par\~ametros utilizados para estimar el comportamiento de los parches ante diferentes condiciones. Tomados de (Reinsborg Log & Echtermeyer, 2012)

PAR\~AMETROS DE ENTRADA			
VARIABLES GEOM\~ETRICAS			
Par\~ametro	Valor	Unidades	Descripci3n
W	50.0000	mm	Ancho de la probeta o pieza
B	6.0000	mm	Espesor de la probeta
L_p	100.0000	mm	Longitud del parche
L_{do}	*	mm	*Var\~ia de acuerdo al tama\~no de la grieta al hacer la reparaci3n
e	1.4	mm	Espesor del material compuesto
PROPIEDADES DEL MATERIAL			
E_1	206000.0	MPa	M3dulo de elasticidad del Material Met\~alico
E_2	222300.0	MPa	M3dulo de Elasticidad del Adhesivo
ν_1	0.2525	NA	Coefficiente de Poisson del Ashesivo
ν_2	0.3	NA	Coefficiente de Poisson del Material met\~alico
μ_1	4300.0	MPa	M3dulo de Cortante del Adhesivo
μ_2	79230.8	MPa	M3dulo de cortante del material met\~alico
CARGAS APLICADAS			
P_{max}	60	kN	Carga m\~axima aplicada

La reparaci3n de una pieza que presenta grietas producidas por fatiga, debe realizarse tan pronto se detecte la grieta. En el caso de las reparaciones con parches de material

compuesto, se observa que la etapa de evolución de la grieta a la que se realiza la reparación juega un factor fundamental en el desempeño de la reparación, incluso, bajo las condiciones de carga apropiadas, puede pensarse en un crecimiento bastante lento, que de acuerdo a la frecuencia de uso del componente, pueden considerarse vida infinita.

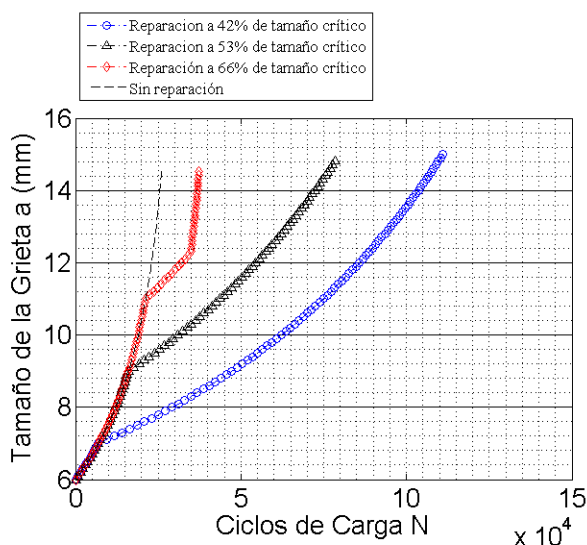


Figura 46. Efecto del tamaño de la grieta al momento de reparar. $R=0$. Carga máxima 60kN.

La Figura 46 confirma que mientras más temprana en la evolución de la grieta por fatiga sea la reparación, mejores resultados se obtendrán, solo una diferencia de pocos ciclos en la etapa de evolución de la grieta, puede hacer una gran diferencia en la efectividad de la reparación.

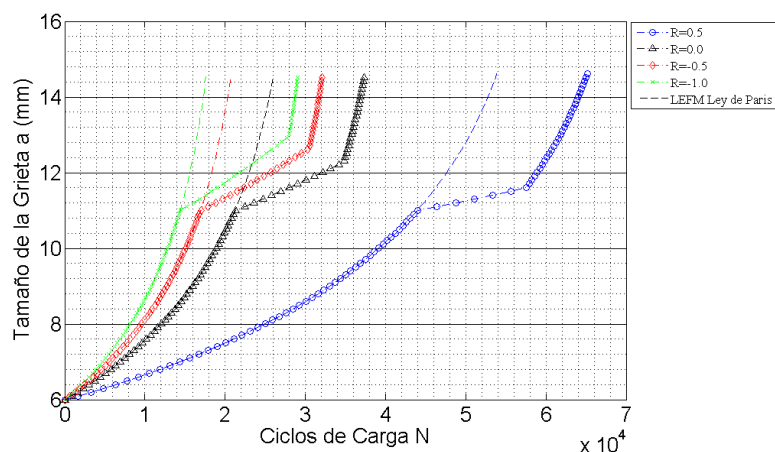


Figura 47. Efecto de la Razón de esfuerzos R , en el desempeño de la reparación con parches. Reparación realizada al 66% del tamaño crítico y $P_{máx}=60kN$.

Por otro lado se encontró que la razón de esfuerzos no representa un factor sustancial en la diferencia absoluta de ciclos a la falla. Es decir en comparación con los ciclos de vida antes de fallar de forma súbita, las razones de esfuerzo más altas presentan una diferencia proporcional más pequeña en la prolongación de la vida útil, por lo que se puede decir que la razón de esfuerzos no afecta en gran manera la reparación. Sin embargo antes de emitir de forma definitiva un juicio en este sentido, es necesario complementar con trabajos experimentales que permitan determinar el efecto de la razón de esfuerzos en la relación $G-N$ para la interfaz adhesiva.

4.8.2. Verificación de los modelos para la determinación del comportamiento de la reparación con pines de acero insertados en la punta de la grieta.

Con base en los modelos planteados en el Capítulo 3 y luego de verificar varios valores para la constante experimental γ en el modelo de Wheeler (Ecuación 29). Se encontró adecuado un valor de 0.25 para ajustar los resultados experimentales.

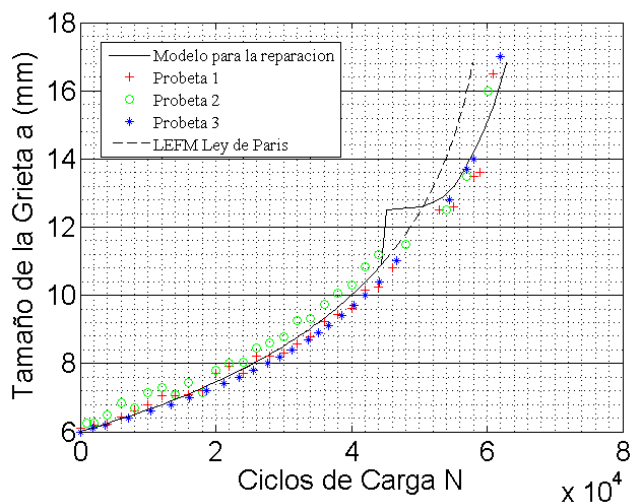


Figura 48. Ajuste del modelo de Mecánica de la Fractura para la estimación del comportamiento de la reparación de grietas por fatiga con pines de acero. $R=0.1$. Nivel de interferencia 5.8%.

La Figura 48 muestra en líneas punteadas el comportamiento esperado de la probeta sin reparar, y en líneas continuas el comportamiento ajustado a partir de los modelos de mecánica de la fractura. Se observa en la gráfica, un incremento abrupto del tamaño de la grieta, esto se debe a que el agujero de la reparación se taladra centrado en la punta de la grieta, por lo cual la grieta se incrementa el equivalente a un radio del agujero (en cada extremo de la grieta). Los resultados mostrados en la figura son ajustados a las condiciones

experimentales, que indican una razón de esfuerzos $R=0.1$ y un nivel de interferencia de 5.8% (definido de acuerdo a Ecuación 49). El modelo utilizado para la reparación de pines, básicamente utiliza factores de corrección por cada efecto, es decir utiliza un factor de corrección relacionado con el radio del agujero en la punta de la grieta y otro relacionado con la deformación plástica en la punta de la grieta. Como consecuencia de lo anterior, se establece que en su conjunto se está asumiendo que el material presenta el mismo comportamiento descrito con la Ecuación 57 y la Ecuación 58, las cuales permiten estimar los resultados del comportamiento a fatiga para diferentes razones de esfuerzo.

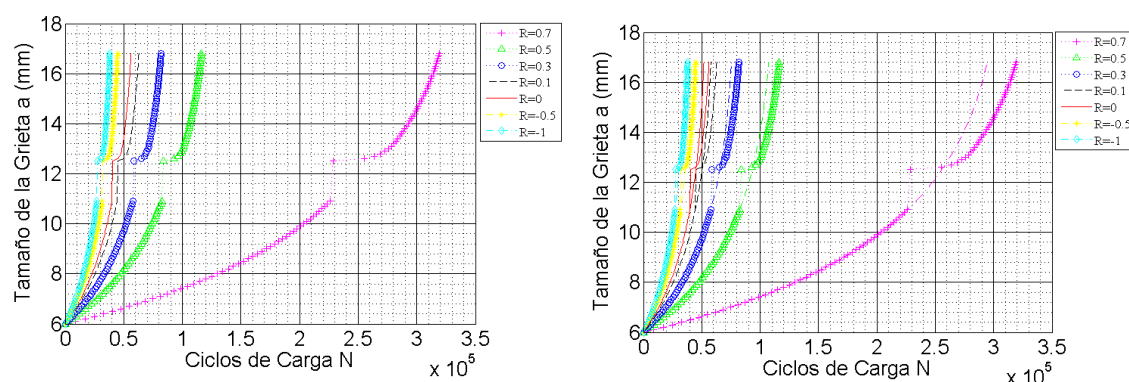


Figura 49. Efecto de la razón de esfuerzos en la reparación con pines de acero en la punta de la grieta. Nivel de interferencia 5.8%. (Derecha) comparación con el comportamiento de la pieza sin reparar.

De acuerdo estimado por el modelo planteado, en la medida que se utilizan razones de esfuerzo más grandes, se incrementa la vida útil de la pieza al disminuir la tasa de propagación de la grieta, esto se mantiene cierto para la probeta reparada. En cada valor de la razón de esfuerzos evaluado, el porcentaje de incremento de la vida del componente se mantiene por debajo de 10%, tal como lo encontrado experimentalmente para la razón $R=0.1$. Esto quiere decir también que en número total de ciclos a la falla, se incrementa la diferencia en la cantidad total de ciclos entre la pieza sin reparar y la pieza reparada.

Con base en el modelo planteado, se verifica, en la Figura 50, el efecto del nivel de interferencia en el comportamiento a fatiga.

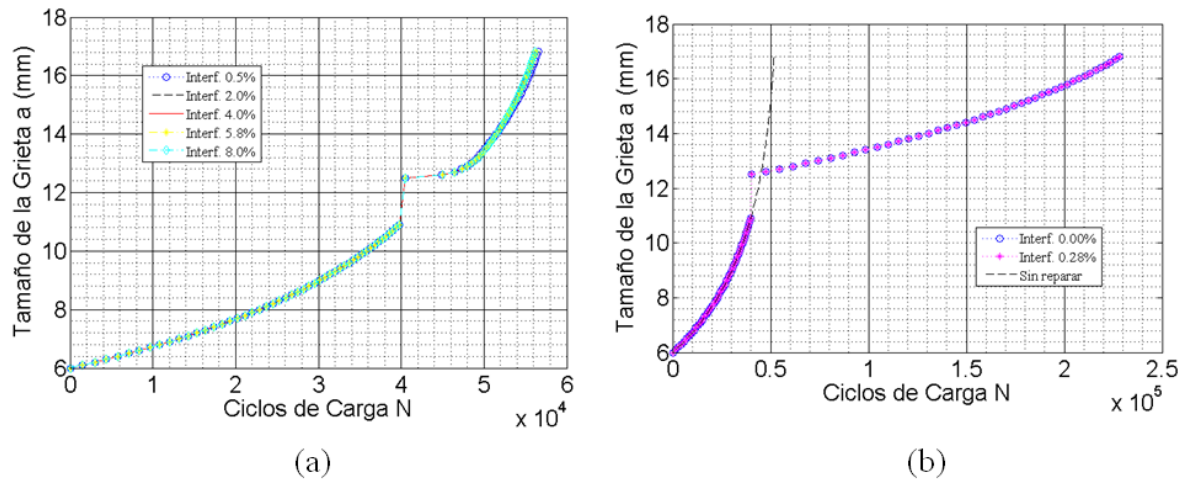


Figura 50. Efecto de del nivel de interferencia del pin en relación con el agujero. $R=0$. (a) Nivel de interferencia entre el 0.5% y el 8%. (b) Nivel de interferencia por debajo de 0.28%.

Se observó al verificar diversos niveles de interferencia entre 0.5% y 8%, que el comportamiento y el número de ciclos a la falla varía muy poco. Es decir, el modelo estima que el nivel de interferencia no tiene un efecto significativo en estos rangos, sin embargo al llevar el nivel de interferencia por debajo de 0.28%, se encontró un incremento importante en la vida útil del componente, estimándose incrementos en la vida útil de casi 400% respecto al componente sin reparar.

Al analizar estos resultados a la luz de los modelos, se observa que a partir de este nivel de interferencia, la zona plástica inducida por la inserción del pin, deja de ser el factor primordial en la tasa de propagación de grietas y la geometría del agujero cobra un papel fundamental en el comportamiento a fatiga. En la realidad, se debería encontrar un efecto progresivo al disminuir el nivel de interferencia, entre otros aspectos, porque el menor nivel de interferencia también disminuye el campo de esfuerzos alrededor del agujero, principalmente los esfuerzos de tensión generados por el momento M^* (Ecuación 42), los cuales, a niveles de interferencia mayores a 0.28%, pueden hacer que se supere la resistencia a la rotura del material en la periferia del agujero, favoreciendo rápidamente la propagación de grietas desde la raíz del agujero.

Con base en los resultados encontrados respecto al nivel de interferencia, en la Figura 51, se describe el comportamiento encontrado para distintos radios del agujero taladrado, sin insertar pines, es decir con un nivel de interferencia 0%.

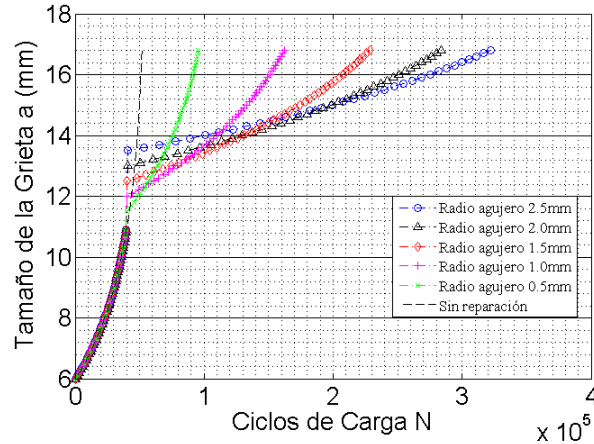


Figura 51. Efecto del tamaño del agujero taladrado en la vida a fatiga de un componente. 0% nivel de interferencia, $R=0$.

Al verificar el efecto del tamaño del agujero, se observa que este factor tiene un efecto considerable en el comportamiento a fatiga, incluso agujeros tan pequeños como 1mm de diámetro pueden llegar a incrementar la vida útil del componente en hasta un 100%. Vale la pena mencionar que la comparación se realiza con base en una reparación realizada cuando la grieta tiene un tamaño de 11mm o lo que equivale a aproximada el 66% del tamaño crítico de la grieta bajo las condiciones de carga establecidas.

El modelo seleccionado tiene ciertas limitaciones en cuanto asume la pre-existencia de al menos una grieta que se propaga a partir del agujero. Sin embargo, en la realidad, la pre-existencia de esta grieta depende mucho de las condiciones del agujero taladrado, por lo cual las estimaciones realizadas deben ajustarse y contrastarse con evidencia experimental pertinente, más aún considerando que las grietas pueden tomarse un tiempo considerable en su formación antes de empezar a propagarse desde la periferia del agujero taladrado.

Otro factor que puede afectar de manera importante el desempeño de la reparación es el tamaño de la grieta al momento de ser reparada. Se corroboró (Figura 52) con los modelos utilizados que en la medida que se detecta la grieta en etapas más tempranas, el efecto de la reparación es mucho más considerable, es decir la reparación es mucho más efectiva si la grieta se repara cuando es más pequeña, esto está relacionado con la disminución del factor de intensidad de esfuerzos, por lo cual la tasa de propagación de grietas será menor cuando la grieta es pequeña.

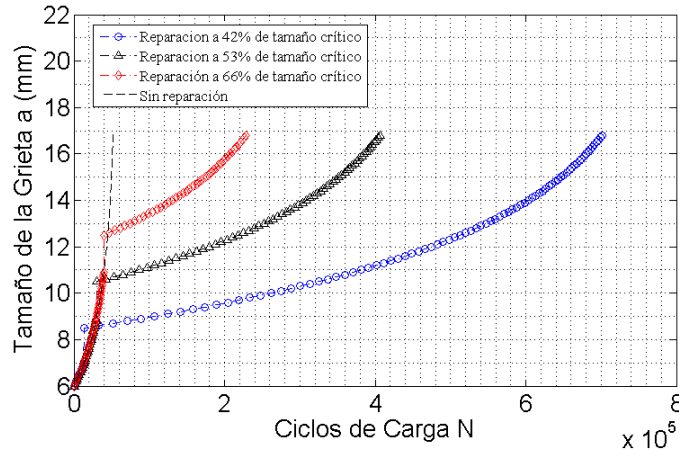


Figura 52. Efecto del tamaño de la grieta al momento de la reparación. $R=0$, nivel de interferencia 0%

4.9. Conclusiones

Los ensayos experimentales realizados sobre probetas de un acero al medio carbono AISI 1045, recocido, mostraron que los métodos de reparación seleccionados, son efectivos para retardar el crecimiento de grietas por fatiga axial. Los métodos ensayados fueron la aplicación de parches de fibra de carbono de forma simétrica a ambos lados de la probeta y la inserción de pines de acero en agujeros taladrados en la punta de la grieta.

Respecto al método de reparación con pines de acero, se encontró que la presencia de esfuerzos residuales tiene un efecto menos efectivo en la propagación que el factor de forma de los agujeros taladrados en la punta de la grieta. Se recomienda que las líneas de investigación se sigan en el efecto de la deformación plástica para la formación de pequeñas grietas en la periferia del agujero.

En ambos métodos de reparación, se evidenció que la etapa de evolución de la grieta en la que se realice la reparación, tiene un efecto primordial en el desempeño de la misma. Mientras más temprano se detecte y se repare la grieta, mayores posibilidades existirán de detenerla con cualquiera de los dos métodos estudiados.

Además de ser el método más efectivo, el método de reparación con parches también es el más conveniente desde el punto de vista de su efecto y los fenómenos involucrados. Cuando se inserta el pin de acero se inducen esfuerzos compresivos en el agujero donde se inserta, sin embargo, al existir una discontinuidad (la grieta) en uno de los lados del agujero, la presión del pin induce también la apertura de la grieta, y si bien es cierto que un

mayor grado de interferencia produce mayores esfuerzos compresivos, también induce mayor apertura de la grieta, ocasionando esfuerzos de tensión en zonas críticas del agujero, favoreciendo la formación de nuevas grietas.

En el caso de las grietas propagadas por fatiga en los aceros es importante el método de detección, en la medida que las grietas por fatiga se detecten en una etapa más temprana de su desarrollo, cualquiera de los métodos aplicados mostrará una mayor efectividad, consiguiéndose en algunos casos, la detención total de la grieta por fatiga. De igual forma las propiedades mecánicas como la tenacidad a la fractura del material, la cual a su vez depende del estado de suministro afectan en gran medida la efectividad que pueda conseguirse del método de reparación.

Para conseguir una reproducibilidad en los resultados, es necesario controlar cuidadosamente las condiciones en las cuales se aplican los métodos de reparación, de lo contrario, la extensión de la vida útil será muy difícil de predecir. Por tal motivo, muchos métodos de reparación que pueden mostrar muy buenos resultados en condiciones controladas de laboratorio, no han mostrado ser igual de efectivas bajo condiciones habituales de reparación en campo.

Por tales motivos se hace necesario conseguir y establecer métodos y procedimientos estandarizados, con el fin de predecir el comportamiento de tales métodos de reparación y que le permitan al diseñador, recomendar de forma confiable uno u otro método.

CAPÍTULO 5

CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

5.1. Resumen del Capítulo

En el presente capítulo se analizan los aportes realizados a través del trabajo de investigación, de igual forma se plantean los trabajos futuros recomendados para continuar con la línea de investigación en comportamiento a fatiga de reparaciones sobre aceros para maquinaria.

El capítulo se divide en dos partes, la primera parte presenta los principales aportes de la tesis, los aportes se presentan divididos en aportes generales y aportes específicos, haciendo referencia con los específicos a los modelos planteados para cada técnica de reparación.

La segunda parte del capítulo resume los trabajos que complementaría o ampliaría el campo de acción de esta investigación, al igual que los aportes, los trabajos futuros se presentan, al igual que los aportes, en una estructura de trabajos generales y específicos.

5.2. Principales Aportes

A partir de los resultados y el estudio de los modelos que mejor aplican para determinar el comportamiento de los métodos de reparación, se han logrado identificar algunas conclusiones que pudieran resultar importantes para la implementación de este tipo de reparaciones:

Uno de los principales aportes del trabajo de investigación consiste en la caracterización del comportamiento de las grietas propagándose por fatiga en aceros de medio carbono, particularmente en el acero AISI 1045, se tomaron herramientas y

conclusiones de diferentes autores con el fin de extrapolar los resultados a diferentes razones de esfuerzo. Esto es de especial importancia como criterio de diseño en diferentes tareas de ingeniería.

5.2.1. En relación con el método de reparación con parches de material compuesto

Se plantearon modelos, que a través de la caracterización experimental, pueden estimar el comportamiento a fatiga de reparaciones con parches de material compuesto, los modelos planteados están limitados a una configuración de parches simétrica en la cual el modo principal de carga es cortante y la falla de la interfaz puede caracterizarse por la relación G-N.

En el presente trabajo, no se caracterizó la curva G-N de la interfaz adhesiva, esta curva permite obtener el número de ciclos para el inicio de la falla en el modo predominante, que en el caso del fenómeno estudiado corresponde al modo II. De igual forma, aunque se extrapolaron los resultados a diferentes razones de esfuerzo, no es aún claro el efecto que esto tiene en la curva G-N de la interfaz adhesiva.

Es importante establecer que la hipótesis planteada de integrar herramientas analíticas basadas en mecánica de la fractura para estimar el comportamiento del método de reparación con parches de material compuesto se comprobó, se establecieron una serie de relaciones que permiten a través de la caracterización experimental, extrapolar los resultados a diferentes condiciones de carga, pero limitado a una configuración de la reparación que genere los mismos modos de falla en la interfaz.

Aunque existe una cantidad considerable de trabajos en los que se han estudiado métodos de reparación como los parches de material compuesto, el uso de este tipo de reparaciones se ha limitado a estructuras metálicas, recipientes a presión, tuberías de conducción de gas y petróleo y reparación de estructuras de concreto. En el marco de esta investigación, se ha ampliado el enfoque de utilización de la reparación con parches a materiales para la fabricación de piezas de maquinarias sometidas a cargas de fatiga, como por ejemplo ejes.

Uno de los aspectos más relevantes en las reparaciones con parches de material compuesto, cuando se aplican cargas cíclicas, es el desprendimiento. En comparación con los resultados de otras investigaciones (Reinsborg Log & Echtermeyer, 2012), en los cuales la unión adhesiva presenta características resistentes, las condiciones de fabricación de los parches en la etapa experimental, demostró que una inadecuada aplicación invalida los resultados de los modelos.

5.2.2. En relación con la reparación usando pines de acero

Se plantearon modelos para la estimación del comportamiento a fatiga de elementos mecánicos reparados con pines de acero, bajo condiciones de carga axial. Se logró establecer que es posible plantear modelos basados en mecánica de la fractura para predecir el comportamiento del método de reparación con pines de acero.

Las reparaciones con pines de acero, son una alternativa viable para reparar grietas por fatiga, sin embargo, debe considerarse que la inserción de los pines también puede generar esfuerzos en la periferia del agujero, tan grandes como para generar nuevas grietas. Se encontró que por debajo de 0.28% de nivel de interferencia, es posible realizar reparaciones sin que se presente esta condición. Sin embargo, también debe considerarse que a este nivel de interferencia, la zona plástica generada y su efecto no son lo suficientemente grandes comparados con los efectos de la geometría del agujero.

La zona plástica, de acuerdo al análisis de los modelos planteados, puede ser de tensión en algunas zonas del agujero, principalmente porque la inserción del pin ocasiona la apertura de la grieta, actuando a favor de las cargas cíclicas de tensión e incrementando la tasa de propagación de grietas.

Por otro lado se encontró que la geometría tiene un efecto más fuerte en el desempeño de la propagación de grietas por fatiga que la inserción del pin, se corroboró que agujeros más grandes generan mayores incrementos la vida útil del componente. Sin embargo, si los agujeros son demasiado grandes, pueden ocasionar una disminución de la capacidad mecánica de la pieza, logrando un efecto contrario al esperado con la reparación. La definición del tamaño del agujero debe obedecer a la aplicación particular, considerando condiciones de trabajo y tamaño de la pieza.

5.3. Trabajos Futuros

En el marco del presente proyecto para el desarrollo de tesis doctoral, evidenció una cantidad importante de retos de investigación, tanto de índole experimental como de índole teórica. A continuación se presentan las diferentes alternativas, clasificadas de acuerdo al método de reparación.

5.3.1. En relación con la reparación utilizando parches de material compuesto

Para realizar plantear los modelos, se utilizaron curvas G-N para la interfaz adhesiva generadas en otras investigaciones similares, sin embargo es importante caracterizar esta curva para diferentes tipos de materiales y procesos de instalación de los parches, además de verificar el efecto que puede tener la razón de cargas en el comportamiento de la interfaz.

Los modelos planteados están limitados a parches en configuración simétrica, es importante abordar el problema de parches en configuración asimétrica, tanto en elementos cilíndricos como en elementos planos, principalmente en estos últimos en los que se pueden generar modos mixtos de carga. Abordar este reto, también requerirá la caracterización de la tasa de propagación de grietas en la interfaz adhesiva bajo los distintos modos de falla.

Además de la condición asimétrica, en el contexto de aplicación planteado en el presente trabajo, los componentes de maquinaria pueden estar sometidos a diversos modos de carga, por lo cual es importante caracterizar el desempeño de las uniones adhesivas bajo los distintos modos de carga, en componentes sometidos a fatiga.

Es importante evaluar diferentes tipos y combinaciones de materiales compuestos, para además establecer los límites de aplicación y su respuesta a diferentes tipos de ambientes, considerando la humedad, la presencia de compuestos químicos agresivos, rayos uv, entre otros aspectos.

5.3.2. En relación con los pines de acero

Los pines de acero insertados en agujeros taladrados en la punta de una grieta, mostró no ser el método más efectivo de reparación. Cuando el nivel de interferencia es demasiado grande, se generan niveles de esfuerzos muy altos, que pueden favorecer la formación de nuevas grietas y por el contrario, cuando el nivel de interferencia es muy bajo, la

deformación plástica inducida por el pin deja de ser significativa en relación con la geometría del agujero.

Se recomienda en trabajos futuros la utilización de agujeros como complemento de otros tipos de reparaciones como la soldadura y los parches, no se recomienda dejar insertado el pin en el agujero puesto que favorece los esfuerzos de apertura de la grieta.

TRABAJOS CITADOS

- Aggelis, D., Kordatos, E., & Matikas, T. (2011). Acoustic emission for fatigue damage characterization in metal plates. *Mechanics Research Communications*, 38(2), 106-110.
- Aggelopoulos, E., Righiniotis, T., & Chryssanthopoulos, M. (2011). Debonding of adhesively bonded composite patch repairs of cracked steel members. *Composites Part B:Engineering*, 42(5), 1262-1270.
- Ait Yala, A., & Megueni, A. (2009). Optimisation of composite patches repairs with the design of experiments method. *Materials and Design*, 30(1), 200-205.
- Amenabar, I., Mendikute, A., López-Arraiza, A., Lizaranzu, M., & Aurrekoetxea, J. (2011). Comparison and analysis of non-destructive testing techniques suitable for delamination in wind turbine blades. *Composites: Part B*, 42, 1298-1305.
- Amrouche, A., Mesmacque, S., Garcia, S., & Talha, A. (2003). Cold expansion effect on the initiation and the propagation of the fatigue crack. *International Journal of Fatigue*, 25(9-11), 949-954.
- Anderson, T. (2000). *Fracture Mechanics, Fundamentals and Applications*. Boca Ratón FL: CRC Press LLC.
- Antaki, G. (2003). Chapter 23. Repair Techniques. In G. Antaki, *Piping and Pipeline Engineering, Design, Construction, Maintenance, Integrity and Repair*. CRC Press.
- Askeland, D., & Fulay, P. (2009). Chapter 8. Strain Hardening and Annealing. En *Essentials of materials Science and Engineering. Second Edition* (págs. 225-256). Toronto: Cengage Learning.

- ASM. (1996). *ASM Handbook, Volume 19, Fatigue and Fracture*. ASM International.
- ASM. (1997). *ASM Handbook, Volume 17, Nondestructive Evaluation and Quality Control*. ASM International.
- ASME. (2006). Article 4.1. Non metallic composite repair systems for pipelines and pipework: high risk applications. En *Post construction standard, PCC-2, repair of pressure equipment and piping*. New York: Americal Society of Mechanical Engineers.
- ASTM. (2007a). *D4255 / D4255M-01(2007): Standard Test Method for In-Plane Shear Properties of Polymer Matrix Composite Materials by the Rail Shear Method*. West Conshohocken, PA: ASTM International.
- ASTM. (2007b). *E466-07. Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2008a). *E4-08: Practices for Force Verification of Testing Machines*. ASTM International.
- ASTM. (2008c). *E467-08. Verification of Constant Amplitude Dynamic Forces in an Axial Fatigue Testing System*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2010). *D903-98(2010), Standard Test Method for Peel or Stripping Strength of Adhesive Bonds*. West Conshohocken, PA: ASTM International.
- ASTM. (2011). *E1820-11: Standard Test Method for Measurement of Fracture Toughness*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2011). *E648-11. Standard Practice for Presentation of Constant Amplitude Fatigue Test Results for Metallic Materials*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2011a). *D6115-97(2011), Standard Test Method for Mode I Fatigue Delamination Growth Onset of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*. West Conshohocken, PA: ASTM International.

- ASTM. (2012a). *E399-12e3. Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness K_{IC} of Metallic Materials*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2012b). *D5379 / D5379M-12: Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method*. West Conshohocken, PA: ASTM International.
- ASTM. (2013a). *E647-13ae1. Standard test method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2013b). *E8/E8M-13a: Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2013c). *E1823-13. Standard terminology Relating to Fatigue and Fracture Testing*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2014). *D3039/D3039M: Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*. West Conshohocken, PA: ASTM International.
- Avdelidis, N., Almond, D., Dobbinson, A., Hawtin, B., Ibarra-Castanedo, C., & Maldague, X. (2004). Aircraft composites assessment by means of transient thermal NDT. *Progress in Aerospace Sciences*, 40, 143-162.
- Avdelidis, N., Moropoulou, A., & Mariolo, R. (2003). The technology of composite patches and their structural reliability inspection using infrared imaging. *Progress in Aerospace Sciences*, 39, 317-328.
- Ayatollahi, M., Razavi, S., & Chamani, H. (2014). Fatigue life extension by crack repair using stop-hole technique under pure mode-I and pure mode-II loading conditions. *Procedia Engineering*, 74, 18-21.
- B.C.Sheu, P.S.Song, & S.Hwang. (1995). Shaping Exponent in Wheeler Model under a Single Overload. *Engineering Fracture Mechanics Vol. 51*, 135-143.
- Baicchi, P., Collini, L., & Riva, E. (2007). A methodology for the fatigue design of notched casting in gray cast iron. *Engineering Fracture Mechanics*(74), 539-548.

- Baker, A. (1984). Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites - an overview of Australian work. *Composite Structures*, 2(2), 153-181.
- Baker, A. (1993). Repair efficiency in fatigue-cracked aluminum components reinforced with boron/epoxy patches. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials & Structures*, 16(7), 753-765.
- Baker, A., Rose, L., & Jones, R. (Eds.). (2002). *Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structures* (Vols. 1,2). Kidlington (UK): Elsevier Science Ltd.
- Bannantine, J., Comer, J., & Handrock, J. (1997). *Fundamentals of Metal Fatigue*. New Jersey: Prentice Hall.
- Barsom, J., & Rolfe, S. T. (1987). *Fracture and Fatigue Control in Structures: Applications of Fractures Mechanics*, 2nd ed. Upper Saddle River, NJ.: Prentice Hall.
- Bartholomeuz, R., Pearce, P., & Vodicka, R. (2002). Chapter 25 Rapid Application Technology: Aircraft Battle Damage Repairs. En A. Baker, L. Rose, & R. Jones, *Advances in the Bonded Repairs of Metallic Aircraft Structure* (págs. 761-781). Elsevier Science Ltd.
- Basquin, O. (1910). The exponential law of endurance tests. *Proceedings of the American Society for Testing and Materials*, 10, 625-30.
- Bazant, Z., & Planas, J. (1997). *Fracture Size Effects in Concrete and Other Quasibrittle Materiales*. USA: CRC Press.
- Belhouari, M., Bachir Bouiadjra, B., Megueni, A., & Kaddouri, K. (2004). Comparison of double and single bonded repairs to symmetric composite structures: a numerical analysis. *Composite Structures*, 65(1), 47-53.
- Berkovits, A., & Fang, D. (1995). Study of fatigue crack characteristics by acoustic emission. *Engineering Fracture Mechanics*, 51(3), 401-16.

- Blaschke, B., Maury, H., & Torres, J. (2006). Evaluation of two crack growth control methods in axial fatigue. En G. I. Technology, *9th International Fatigue Congress*. Atlanta, Georgia: Elsevier.
- Bocciarelli, M., Colombi, P., Fava, G., & Poggi, C. (2009). Fatigue performance of tensile steel members strengthened with CFRP plates. *Composite Structures*, 87(4), 334-343.
- Bris, J., Maury, H., Pacheco, A., Torres, J., & Wilches, J. (2003). High temperature corrosion fatigue of duplex stainless steel shaft. *International Journal of Fatigue*, V.4, 125.
- Budynas, R. G. (1999). *Advanced Strength and Applied Stress Analysis, Second Edition*. McGraw Hill.
- Chapetti, M. D. (2001). Prediction of the fatigue limit of blunt-notched components. *International Journal of Fatigue*(23), s171-s176.
- Chen, B., Griffiths, J., & Lam, Y. (1993). The effects of simultaneous overload and spot heating on crack growth retardation in fatigue. *Engineering Fracture Mechanics*, 44(4), 567-572.
- Chen, H.-S., Tseng, P.-T., & Hwang, S.-F. (2006). Failure analysis of bolts on a end flange of a steam pipe. *Engineering Failure Analysis*, 13, 656-668.
- Chen, T., Minev, P., & Nandakumar, K. (2004). A projection scheme for incompressible multiphase flow using adaptive Eulerian grid. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*(45), 1-19.
- Cherepanov, G. (1969). On crack propagation in solids. *International Journal of Solids and Structures*, 5, 863-71.
- Christ, H.-J. (1996). Cyclic Stress-Strain Response and Microstructure. En *ASM Metals Handbook. Volume 19, Fatigue and Fracture*. ASM International.

- Codrington, J. (2009). On the effect of plate thickness on post-overload fatigue crack growth. *Letters in Fracture and Micromechanics*, 155, 93-99.
- Coffin, L. (1954). A study of the effects of cyclic thermal stresses on a ductile metal. *transactions of the American Society of Mechanical Engineers*, 76, 931-950.
- Collins, R., & Dover, W. D. (1984). Cracks in offshore oil platforms. *American Scientist*, 72(6), 553-557.
- Colombi, P. (2005). Plasticity induced fatigue crack growth retardation model for steel elements reinforced by composite patch. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 43(1), 63-76.
- Colombi, P., Bassetti, A., & Nussbaumer, A. (2003). Delamination effects on cracked steel members reinforced by prestressed composite patch. *Theoretical and applied fracture mechanics*, 39(1), 61-71.
- Cottrell, A., & Hull, D. (1957). Extrusions and Intrusions by Cyclic slip in Cooper. *Proceeding of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical*, 242(1229), 211-213.
- Creager, M., & Paris, P. (1967). Elastic field equations for blunt cracks with reference to stress corrosion cracking. *International Journal in Fracture* V. 3, 247-252.
- Czichos, H., Saito, T., & Smith, L. (2006). *Springer Handbook of Material Measurement Methods*. Springer Sciences Business Media Inc.
- Dayawansa, P., Chitty, G., Kerezsi, B., Bartosiewicz, H., & Price, J. (2006). Fracture Mechanics of mining dragline booms. *Engineering Failure Analysis*, 13, 716-725.
- Denney, J., & Mall, S. (1997). Characterization of disbond effects on fatigue crack growth behavior in aluminum plate with bonded composite patch. *Engineering Fracture Mechanics*, 57(5), 507-525.
- Dhillon, B. S. (2002). Chapter 4. Preventive Maintenance. En *Engineering Maintenance, A Modern Approach*. CRC Press.

- Domazet, Z. (1996). Comparison of Fatigue Crack Retardation Methods. *Engineering Failure Analysis*, 3(2), 137-147.
- Duell, J., Wilson, J., & Kessler, M. (2008). Analysis of a carbon composite overwrap pipeline repair system. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 85, 782-788.
- Dundurs, J. (1969). Discussion: "Ede-Bonded Dissimilar Orthogonal Elastic Wedges Under Normal and Shear Loading" (Bogy, D.B., 1968, ASME J. Appl. Mech., 35, pp. 460-466). *Journal of Applied Mechanics*, 36(3), 650-652.
- Elber, W. (1970). Fatigue Crack Closure under Cyclic Tension. *Engineering Fracture Mechanics*, 2, 37-45.
- Elber, W. (1971). The significance of fatigue crack closure. *Damage Tolerance in Aircraft Structures, STP 486*, 230-242.
- European Comission, Framework 7. (30 de 12 de 2013). *CO-PATCH*. Obtenido de <http://www.co-patch.com/>
- Farahmand, B. (2001). Chapter 4. Elastic Plastic Fracture Mechanics (EPFM) and applications. En B. Farahmand, *Fracture Mechanics of Metals, Compisites, Welds and Bolter Joints. Application of LEFM, EPFM, And FMDM Theory* (págs. 180-237). Boston: Kluwer Academic Publisher.
- Fazzini, P., & Otegui, J. (2006). Influence of old retangular repair patches on the burst pressure of a gas pipeline. *International Jornal of Pressure Vessels and Piping*, 83, 27-34.
- Feng, M., Ding, F., & Jiang, Y. (2005). A study of crack growth retardation due to artificially induced crack surface contact. *International Journal of Fatigue*, 27(10-12), 1319-27.
- Fett, T. (2008). *Stress Intensity Factors, T-Stresses, Weight Functions*. Karlsruhe: Institute of Ceramics in Mechanical Engineering, University of Karlsruhe.

- Ghfiri, R., Shi, H., Guo, R., & Mesmacque, G. (2000). Effects of expanded and non-expanded hole on the delay of arresting crack propagation for aluminum alloys. *Materials Science and Engineering A*, 286(2), 244-249.
- Ghfiri, R., Shi, H.-J., Guo, R., & Mesmacque, G. (2000). Effects of expanded and non-expanded hole on the delay of arresting crack propagation for aluminum alloys. *Materials Science and Engineering A*, 286(2), 244-249.
- Gómez, F., Elices, M., Berto, F., & Lazzarin, P. (2009). Fracture of U-notched specimens under mixed mode: Experimental results and numerical predictions. *Engineering Fracture Mechanics*(76), 236-249.
- Goranson, U. G. (1997). Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs. *International Journal of Fatigue*, Vol 19, Supp. No. 1, pp.S3-S21.
- Goto, M., Miyagawa, H., & Nisitani, H. (1996). Crack growth arresting property of a hole and brinell-type dimple. *Fatigue & Fracture of Engineering Material & Structures*, 19(1), 39-49.
- Gramopadhye, A., Bhagwat, S., Kimbler, D., & Greenstein. (1998). The use of advanced technology for visual inspection training. *Applied Ergonomics*, 29(5), 361-975.
- Gross, T. (1996). Micromechanisms of Monotonic and Cyclic Crack Growth. En *ASM Handbook, Volume 19. Fatigue and Fracture*. ASM International.
- Hammond, D., & Meguid, S. (1990). Crack propagation in the presence of shot-peening residual stresses. *Engineering Fracture Mechanics*, 37(2), 373-87.
- Harrison, J. (1965). *British Welding Journal*, 12, 258.
- Harter, J. A. (2006). *Afgrow Users Guides and Technical Manual*. Air Force Research Laboratory.
- Hosseini-Toudeshky, H., Jahanmardi, M., & Goodarzi, M. (2015). Progressive debonding analysis of composite blade root joint of wind turbines under fatigue loading. *Composite Structures*, 120, 417-427.

- Hu, M., Pauliuk, S., Wang, T., Huppes, G., van der Voet, E., & Müller, D. (2009). Iron and steel in chinese residential buildings: A dynamic analysis. *Resources, Conservation and Recycling*.
- Huang, X., & Moan, T. (2007). Improved modeling of the effect of R-ratio on crack growth rate. *International Journal of Fatigue*, 29, 591-602.
- Huguet, S., Godin, N., Gaertner, R., Salmon, L., & Villard, D. (2002). Use of acoustic emission to identify damage modes in glass fibre reinforced polyester. *Composites Science and Technology*, 62(10-11), 1433-1444.
- Hutchinson, J., & Sou, Z. (1991). Mixed Mode Cracking in Layered Materials. *Advances in Applied Mechanics*, 29, 63-191.
- Ibrahim, R., Sayers, R., & Ischenko, D. (1998). Retardation of crack growth in an aluminium alloy using a thermomechanical conditioning cycle. *Engineering Fracture Mechanics*, 59(2), 215-24.
- Irwin, G. (1957). Analysis of stresses and strains near the end of a crack transversing a plate. *Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME*, 24, 361-364.
- Jaramillo, H., & Bacca, L. (2009). Una propuesta para la determinación de la tenacidad a la fractura mediante elementos finitos. *Suplemento de la Revista Latinoamericana de Metalurgia y Materiales*, S1(4), 1641-1616.
- Kachanov, L. (1986). *Introduction to Continuum Damage Mechanics*. The Netherlands: Martinus Nijhoff Dordrecht.
- Kraus, D., & Gramopadhye, A. (2001). Effect of team training on aircraft maintenance technicians: computer-based training versus instructor-based training. *International Journal of Industrial Ergonomics*, 27, 141-157.
- Krishnapillai, M., Jones, R., Marshall, I., Bannister, M., & Rajic, N. (2006). NDTE using pulse thermography: Numerical modeling of composite subsurface defects. *Composite Structures*, 75, 241-249.

- Krishnapillai, M., Jones, R., Marshall, I., Bannister, M., & Rajic, N. (2006). NDTE using pulse thermography: Numerical modeling of composite subsurface defects. *Composite Structures*, 75, 241-249.
- Kumar, R., & Singh, S. (1992). Investigation of fatigue crack growth after a single cycle peak overload in AISI 1020 steel. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 51(1), 25-35.
- Lacarac, V., Garcia-Granada, A., Smith, D., & Pavier, M. (2004). Prediction of the growth rate for fatigue cracks emanating from cold expanded holes. *International Journal of Fatigue*, 26(6), 585-595.
- Lam, Y., & Griffiths, J. (1990). The effect of intermittent heating on fatigue crack growth. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 14(1), 37-41.
- Leon, A. (1998). Benefits of split mandrel coldworking. *International Journal of Fatigue*, 20(1), 1-8.
- Li, D., Hu, Q., & Ou, J. (2012). Fatigue damage evolution and monitoring of fiber reinforced polymer bridge cable by acoustic emission technique. *International Journal of Distributed Sensor Networks*.
- Link, L. (1990). Fatigue Crack Growth of Weldments. In H. McHenry, & J. Potter, *Fatigue and Fracture Testing of Weldments*, ASTM STP 1058 (pp. 16-33). Philadelphia: ASTM.
- Liu, J., Du, P., & Zhang, Z. (2011). A general model of fatigue crack growth under variable amplitude loading. *Science China Technological Sciences*, 55(3), 673-83.
- Madelpech, P., Juaneda, S., & Pradels, M. (2009). Bonded Composite Patch to Repair Metallic Structures: Disbond Propagation Testing and Modelling. *ICAF 2009, Bridging the Gap Between Theory and Operational Practice* (págs. 1019-1033). Rotterdam: Springer.
- Mahadesh Kumar, A., & Hakeem, S. (2000). Optimum design of symmetric composite patch repair to centre metallic sheet. *Composite Structures*, 49(3), 285-292.

- Malyshev, B., & Salganik, R. (1965). The strength of adhesive joints using the theory of cracks. *International Journal of Fracture*, 1, 114-128.
- Marcelo, A., Tokimatsu, R., & Ferreira, I. (2009). Hydrogen embrittlement in an AISI 1045 steel component of the sugarcane industry. *Engineering Failure Analysis*, 16, 468-474.
- Marsh, G. (2006, Marzo). Composites keep pipelines flowing. *Reinforced Plastics*, 50(3), 34-36,38.
- Maury, H., Torres, J., & Blaschke, B. (2006). Evaluation of two crack growth control methods in axial fatigue. *International Journal of Fatigue*, 1(2), 1-9.
- Mayugo, J. (2003). *Estudio constitutivo de materiales compuestos laminados sometidos a cargas cíclicas (Tesis Doctoral)*. Barcelona: Universidad Politécnica de Catalunya.
- McGeorge, D., Echtermeyer, A., Leong, K., Melve, B., Robinson, M., & Fischer, K. (2009). Repair of floating offshore units using bonded fibre composite materials. *Composites: Part A*, 40(9), 1364-1380.
- Meng, G., Li, F., Sha, L., & Zhou, Z. (2007). Prediction of optimal inspection time for structural fatigue life. *International Journal of Fatigue*, 29, 1516-1522.
- Michell, J. (1899). On the direct determination of stress in an elastic solid with application to the theory of plates. *Proc. London Math. Soc.*, 31, 100-124.
- Mohamed, S., & Djamel, O. (2014). Influence of Geometrial Parameters and Mechanical Properties of Patch Repair of Structures Damaged by Fatigue. *International Journal of Multidisciplinary Sciences and Engineering*.
- Nascimento, M. P., & Voorwald, H. J. (2010). Considerations about the welding repair effects on the structural integrity of an airframe critical to the flight-safety. *Procedia Engineering*, 2, 1895-1903.

- Nickles III, G., Melloy, B., & Gramopadhye, A. (2003). A comparison of three levels of training designed to promote systematic search behavior in visual inspection. *International Journal of Ergonomics*, 32, 331-339.
- Okayasu, M., & Wang, Z. (2007). Experimental investigation of the effects of artificial wedges on fatigue crack growth and crack closing behavior in annealed SAE1045 steel. *International Journal of Fatigue*, 29(5), 962-76.
- Okayazu, M., Wang, Z., & Chen, D. (2005). Effect of a hard artificial asperity on the crack closure behavior in an annealed SE 1015 steel. *Engineering Fracture Mechanics*, 72(13), 2106-27.
- Out, J., Kronemeijer, D., van de Loo, P., & de Sterke, A. (1995). The integrity of flexible pipe: search for an inspection strategy. *Engineering Structures*, 17(4), 305-14.
- Papanikos, P., Tserpes, K., & Pantelakis, S. (2007). Initiation and progression of composite patch debonding in adhesively repaired cracked metallic sheets. *Composite Structures*, 81(2), 303-311.
- Paris, P., Gomez, M., & Anderson, W. (1961). A rational analytic theory of fatigue. *The Trend in Engineering*, 13, 9-14.
- Parker, E., & Parker, W. (1991). *Patente n° 5071492*. United States.
- Pasta, S. (2007). Fatigue crack propagation from cold worked hole. *Engineering Fracture Mechanics*, 74(9), 1525-1538.
- Ray, P., Verma, B., & Mohanthy, P. (2002). Spot heating induced fatigue crack growth retardation. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 79(5), 373-376.
- Reinsborg Log, A., & Echtermeyer, A. (2012). *Fatigue properties of adhesive joints in patch repairs. Master Thesis*. Norwegian University of Science and Technology.
- Roberts, T., & Talebzadeh, M. (2003). Fatigue life prediction based on crack propagation and acoustic emission count rates. *Journal of Constructional Steel and Research*, 59(6), 679-94.

- Sakagami, T., & Kubo, S. (2002). Applications of pulse heating thermography and lock-in thermography to quantitative nondestructive evaluations. *Infrared Physics & Technology*, 43, 211-218.
- Schijve, J. (2009). Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but tolerated? *International Journal of Fatigue*, 998-1011.
- Schmidt, F., Rheinfurth, M., Protz, R., Horst, P., Busse, G., gude, M., & Huefenbach, W. (2012). Monitoring of multiaxial fatigue damage evolution in impacted composite tubes using non-destructive evaluation. *Composites: Part A*, 43, 537-546.
- Schubbe, J., & Mall, S. (1999). Investigation of cracked thick aluminum panel repaired with bonded composite patch. *Engineering Fracture Mechanics*, 63, 305-323.
- Scottish School of Non-Destructive Testing. (2010). Chapter 31, Non-Destructive Testing. En W. Boyes, *Instrumentation Reference Book, Fourth Edition*. Oxford,UK.: Butterworth-Heinemann.
- Shankar, K., & Wu, W. (2002). Effect of welding and weld repair on crack propagation behaviour in aluminium alloy 5083. *Materials and Design*, 23, 201-208.
- Shanmugham, S., & Liaw, P. (1996). Detection and Monitoring of Fatigue Cracks, Liquid Penetrant Method. En ASM, *ASM Handbook, Volume 19, Fatigue and Fracture*. ASM International.
- Sharp, P., Clayton, J., & Clark, G. (1997). Retardation and repair of fatigue cracks by adhesive infiltration. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials & Structures*, 20(4), 606-14.
- Shigeishi, M., Colombo, S., Broughton, K., Rutledge, H., Batchelor, A., & Forde, M. (2001). Acoustic emission to assess and monitor the integrity of bridges. *Cnstruction and Building Materials*, 15(1), 35-49.
- Shigley, J., & Mischke, C. (2002). *Diseño en Ingeniería Mecánica. Sexta Edición*. Mexico: McGrawHill.

- Shin, C., & Cai, C. (2008). Surface fatigue crack growth suppression in cylindrical rods by artificial infiltration. *International Journal of Fatigue*, 30(3), 560-67.
- Shin, C., & Chen, Z. (2001). Fatigue life extension by electroless nickel infiltration plating. *International Journal of Fatigue*, 23, 777-788.
- Shin, C., & Hsu, S. (1992). Fatigue life extension by an artificially induced retardation mechanism. *Engineering Fracture Mechanics*, 43(4), 677-684.
- Shin, C., Wang, C., & Song, P. (1996). Fatigue damage repair: a comparison of some possible methods. *International Journal of Fatigue*, 18(8), 535-546.
- Shiue, R., Chang, C., Young, M., & Tsay, L. (2004). The effect of residual thermal stresses on fatigue crack growth on the fatigue crack growth of laser-surface-annealed AISI 304 stainless steel. *Materials Science and Engineering: A*, 364(1-2), 101-108.
- Shuter, D., & Geary, W. (1995). The influence of specimen thickness on fatigue crack growth retardation following an overload. *International Journal of Fatigue*, 17(2), 111-119.
- SIKA. (2003). SIKADUR-330. Resina de Impregnación de Alta resistencia. En *SIKA Catalog*.
- Skorupa, M. (1998). Load interaction effects during crack growth under variable amplitude loading - a literature review. Part I: empirical trends. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials & Structures*, 21, 111-119.
- Soares, C. G. (2010). Chapter 1. General framework for safety and reliability of industrial products, systems and structures. En C. G. Soares, *Safety and Reliability of Industrial Products, Systems and Structures* (págs. 3-5). London: Taylor & Francis Group.
- Song, P., & Sheu, G. (2002). Retardation of fatigue crack propagation by indentation technique. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 79(11), 725-733.

- Song, P., & Shieh, Y. (2004). Stop drilling procedure for fatigue life improvement. *International Journal of Fatigue*, 26(12), 1333-1339.
- Song, P., Hwang, S., & Shin, C. (1998). Effect of artificial closure materials on crack growth retardation. *Engineering Fracture Mechanics*, 60(1), 47-58.
- Sun, Y., Kang, Y., & Chen, Q. (2011). A new NDT method based on permanent magnetic field perturbation. *NDT&E International*, 44, 1-7.
- The Welding Institute. (March/April de 2010). Composite patch repair for marine and civil engineering applications. *Connect, The magazine of TWI*(165), 6.
- Tsay, L., Yang, T., & Young, M. (2001). Embrittlement of laser surface-annealed 17-4 PH stainless steel. *Materials Science and Engineering: A*, 311(1-2), 64-73.
- Tsouvalis, N., Mirisiotis, L., & Domou, D. (2009). Experimental and numerical study of the fatigue behaviour of composite patch reinforced cracked steel plates. *International Journal of fatigue*, 31(10), 1613-1327.
- Turton, T., Dalzel-Job, J., & Livingstone, F. (2005). oil platforms, destroyers and frigates- case studies of QinetiQ's marine composite patch repairs. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 36(8), 1066-1072.
- Ur-Rehman, A., & Thomason, P. (1993). The effect of artificial fatigue-crack closure on fatigue-crack growth. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials & Structures*, 16(10), 1081-90.
- USAF. (2012). 3. Damage Size Characterization. En U. S. Force, *Handbook of Damage Tolerant Design*. Airplane Structural Integrity Program (ASIP).
- Verma, B., & Ray, P. (2002). Fatigue crack growth retardation in spot heated mild sheet. *Bulletin of Materials Science*, 25(4), 301-307.
- Vora, J., Nair, S., Gramopadhye, A., Duchowsky, Melloy, B., & Kanki, B. (2002). Using virtual reality technology for aircraft visual inspection training:presence and comparison studies. *Applied Ergonomics*, 33, 559-570.

- Voyiadjis, G., & Kattan, P. (2005). *Damage Mechanics*. Boca Ratón, FL. USA.: Taylor & Francis.
- Wang, G., Palmberg, B., & Bolm, A. (1992). Stress state-related fatigue crack growth under spectrum loading. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials Structures*, 15(7), 695-712.
- Wheeler, O. (1972). Spectrum Loading and Crack Growth. *Journal of Basic Engineering Vol 94*, 181-186.
- Wulpi, D. (1999). *Understanding how Components fail, 2nd Ed.* ASM international.
- Yee, R., & Sidhu, K. (2005). Innovative laser heating methodology study for crack growth retardation in aircraft structures. *International Journal of Fatigue*, 27(3), 245-253.
- Yu, J., Ziehl, B., Zárate, B., & Caicedo, J. (2011). Prediction of fatigue crack growth in steel bridge components using acoustic emission. *Journal of Constructional Steel Research*, 67(8), 1254-60.
- Zhang, X., & Wang, Z. (2003). Fatigue life improvement in fatigue-aged fastener holes using the cold expansion technique. *International Journal of Fatigue*, 25(9-11), 1249-1257.

ANEXOS

Tabla de Contenidos Anexos

A. NATURALEZA DEL FENÓMENO DE FATIGA	iii
A.1. Micro-mecánica del Fenómeno de Fatiga.....	iii
A.1.1 Deformación plástica cíclica previa a la iniciación de grietas.....	iv
A.1.2 Iniciación de Micro-grietas en sólidos dúctiles	vi
A.2. Enfoques de vida total a fatiga.....	ix
A.2.1 Enfoque Esfuerzo-Vida	ix
El límite de Fatiga	x
Efecto del Esfuerzo Medio en la Vida a Fatiga.....	xiii
Daño Acumulado	xiv
Efecto de los tratamientos superficiales	xiv
A.2.2 Enfoque deformación-vida	xv
Efecto del Esfuerzo medio	xvii
A.3. Enfoques de Tolerancia al Daño	xvii
A.3.1 Mecánica de la Fractura Elástica Lineal.....	xviii
A.3.1.1. El Factor de Intensidad del Esfuerzos	xxi
A.3.1.2. La Tenacidad a la Fractura	xxiii
A.3.1.3. Tamaño y forma de la zona plástica bajo carga monotónica.....	xxiii
A.3.2 Mecánica de la Fractura Elasto-plástica	xxix
A.3.2.1. La integral-J.....	xxix
A.3.3 Crecimiento de grietas por fatiga en sólidos dúctiles	xxxi

A.3.3.1. Caracterización del Crecimiento de grietas.....	xxxii
A.3.3.2. Enfoque de Mecánica de la Fractura para el crecimiento de grietas por fatiga	xxxii
A.4. Referencias Anexo A	xl

A. NATURALEZA DEL FENÓMENO DE FATIGA

Como parte del estudio de métodos de reparación de grietas por fatiga, se hace necesario analizar múltiples conceptos, el presente anexo plantea un recorrido breve por diversos aspectos del fenómeno de fatiga en metales.

Muchos de los conceptos revisados en el anexo, son utilizados diferentes capítulos del trabajo de investigación. Este capítulo puede considerarse como un complemento del trabajo de tesis, al igual que como una herramienta rápida de consulta de conceptos básicos de fatiga.

A.1. Micro-mecánica del Fenómeno de Fatiga

La fatiga es el cambio estructural progresivo, localizado y permanente que se presenta en un material sometido a deformaciones fluctuantes, con valores de esfuerzos nominales máximos que se encuentran por debajo de la resistencia estática a la cedencia del material. La fatiga puede evolucionar al interior del material para formar grietas y ocasionar la fractura luego de un número suficiente de fluctuaciones.

El daño por fatiga es ocasionado por la acción simultánea de esfuerzos cíclicos, esfuerzos de tensión y deformación plástica. Si alguno de estos tres no está presente, una grieta por fatiga no se iniciará o propagará (Fine & Chung, 1996). La deformación plástica resultante de los esfuerzos cíclicos da inicio a la grieta; el esfuerzo de tensión promueve el crecimiento de la grieta por fatiga.

El proceso de falla por fatiga puede ser dividido en cinco etapas:

1. Deformación plástica cíclica previa a la iniciación de grietas por fatiga
2. Inicio de una o más micro-grietas

3. Propagación y coalescencia de micro-grietas para formar una o más macro-grietas
4. Propagación de una o más macro-grietas
5. Falla por fatiga.

Las micro-grietas pueden estar presentes en un material debido a soldadura, tratamientos térmicos o el formado mecánico, sin embargo, aún en un material libre de defectos, con una superficie bien pulida y sin concentradores de esfuerzos, se puede formar una grieta por fatiga. En el primer caso, las micro-grietas presentes en el material, se propagarán para convertirse en macro-grietas y la *etapa 1* del proceso de falla por fatiga, no será indispensable evolucionar hasta una falla. En ausencia de defectos, es necesario que primero se formen las micro-grietas, es decir, pasar por la *etapa 1* del proceso de falla por fatiga.

A.1.1 Deformación plástica cíclica previa a la iniciación de grietas

Aún cuando en un material no existan concentradores de esfuerzos, entallas, o inclusiones, las micro-grietas se pueden formar si se somete el material a una deformación plástica alternante lo suficientemente grande. Cuando una dislocación emerge hasta la superficie del material, en esta, se forma un escalón de deslizamiento del tamaño de un vector de Burger. Durante un ciclo de carga perfectamente reversible, en el mismo plano de deslizamiento, el escalón deberá desaparecer; sin embargo, el deslizamiento siempre se presenta varios planos de forma simultánea y la reversión de la deformación no es perfecta. La acumulación de escalones de deslizamiento en una zona, conduce a la formación de rugosidad en la superficie. Algunas veces esta rugosidad superficial presenta rasgos particulares llamados extrusiones e intrusiones (Fine & Chung, 1996).

La formación de las extrusiones e intrusiones en la superficie de un mono-cristal de alta pureza sometido a deformación cíclica, se puede explicar a través de un modelo simple (Figura A-1), el cual supone la presencia de dos bandas de deslizamiento que se intersecan, en las cuales se presentan deslizamientos secuenciales tanto en la etapa de estiramiento como de compresión. Durante el deslizamiento de las bandas, una intrusión se forma en la banda que se activa primero durante la primera etapa del ciclo, y la extrusión se forma en la otra banda. El modelo supone que una banda que se activa primero que la otra, porque la primera se encuentra orientada de manera más favorable, respecto al esfuerzo aplicado. A

medida que el esfuerzo aplicado durante el ciclo de carga se incrementa, la banda orientada favorablemente sufre mayor endurecimiento por deformación, durante el ciclo de retorno, la misma banda deberá operar primero como consecuencia del efecto Bauschinger (Cottrell & Hull, 1957), el cual considera la reducción en la resistencia a la compresión de un material como consecuencia de la deformación plástica a tensión (Askeland & Fulay, 2009).

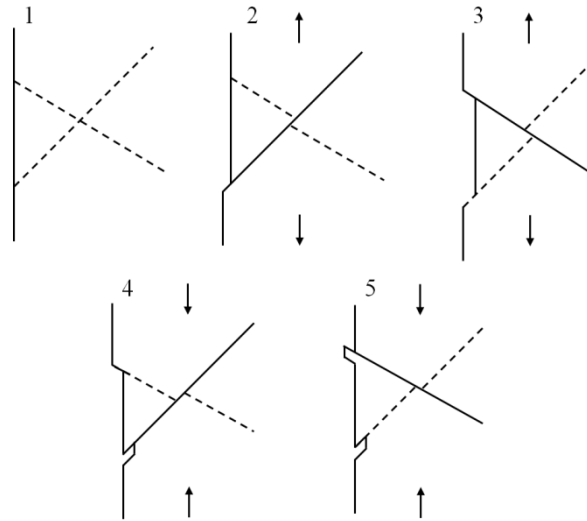


Figura A-1. Secuencia de deslizamientos que producen extrusiones e intrusiones en la superficie de un material (Cottrell & Hull, 1957)

El mecanismo descrito en la Figura A-1 aunque no explica con exactitud la formación de extrusiones e intrusiones en la superficie de un material, es una manera simplificada de describir la formación de las mismas.



Figura A-2. Perfil aproximado de una superficie en una zona con presencia de PSB (Fine & Chung, 1996).

La deformación plástica en las bandas de deslizamiento produce regiones de intensa rugosidad superficial, esto es un fenómeno presente en casi todos los metales (Figura A-2). Thompson y otros (1956), introdujeron el término bandas persistentes de deslizamiento (PSB), el cual se utiliza para denominar las bandas de deslizamiento que permanecen luego

de remover las intrusiones y extrusiones superficiales (rugosidad) de una pieza que ha sido sometida a cargas de fatiga. Estas bandas de deslizamiento persistentes, han mostrado ser el origen de las grietas por fatiga en materiales sin defectos superficiales previos (Smith, Friedel, & Cina, 1957).

Una PSB está compuesta por un gran número de planos de deslizamiento que forman una estructura laminar plana que recorre la sección transversal completa en el caso de un mon-ocristal (Suresh, 1998). La profundidad de las PSB depende de la cantidad de ciclos a fatiga a los que ha sido sometida el material, por tanto al remover las capas superficiales de los materiales que presentan PSB, existe una profundidad a partir de la cual se eliminan estas bandas. De tal forma que luego de su remoción, es necesario que el componente alcance un nuevo porcentaje de vida a fatiga para conseguir que las bandas persistentes de deslizamiento, generadas en las extrusiones e intrusiones de la superficie, alcancen la profundidad de las que fueron removidas previamente.

A.1.2 Iniciación de Micro-grietas en sólidos dúctiles

La iniciación de grietas por fatiga se puede presentar a lo largo de bandas de deslizamiento, en las fronteras de grano, en partículas de segunda fase y en inclusiones o interfaces entre segundas fases y la fase de matriz. La forma en que se inician las grietas por fatiga depende de cuál de estos fenómenos se puede presentar más fácilmente en el material estudiado.

El origen de la grietas por fatiga en metales y aleaciones mono-cristalinas de alta pureza o sin defectos, generalmente se intenta explicar a través de la formación de zonas de gran rugosidad en la superficie del material como consecuencia de la presencia de las PSB. La rugosidad superficial formada por la presencia de las PSB en la superficie del metal se manifiesta en forma de valles y picos microscópicos (Figura A-2). La raíz de cada valle formado se puede considerar como una micro-entalla y tienen un efecto de concentración de esfuerzos, en el cual se promueve deslizamiento adicional y la nucleación de grietas por fatiga (Wood, 1958).

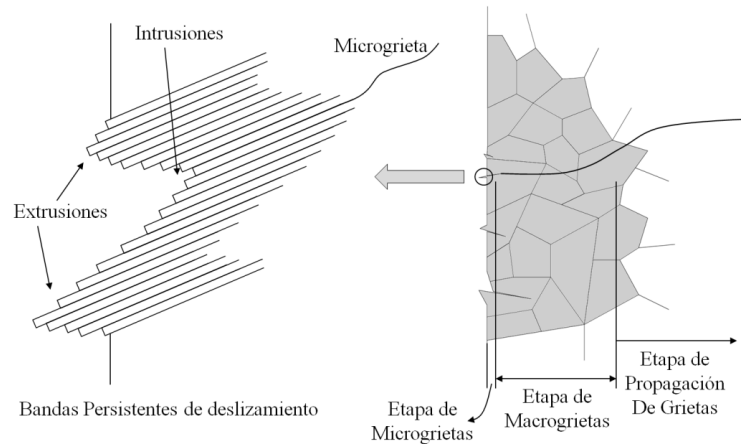


Figura A-3. La formación de micro-grietas y el proceso de fatiga en materiales poli-cristalinos de alta pureza

Los mecanismos de daño cíclico observados en mono-cristales dúctiles también son reconocidos como aplicables a la deformación de granos cercanos a la superficie en materiales poli-cristalinos de alta pureza (Figura A-3). Sin embargo, la presencia de precipitados, impurezas, inclusiones y fronteras de granos en materiales comerciales da lugar a características de deformación a fatiga, que se desvían significativamente de las que se presentan en los sólidos mono-cristalinos (Suresh, 1998).

Los estudios en materiales poli-cristalinos han establecido que también se pueden formar PSB al interior del material (Winter, Pederson, & Rasmussen, 1981; Pohl, Mayr, & Macherauch, 1980), y estas tienen la capacidad de atravesar defectos como fronteras de ángulo pequeño, sin embargo no es así para las fronteras de ángulo grande. Además, existen dos factores que claramente distinguen el comportamiento en materiales poli-cristalinos y mono-cristales:

- El conjunto de granos en un material poli-cristalinos, tiene una variedad de orientaciones de deslizamiento.
- La incompatibilidad de la deformación plástica y elástica entre granos adyacentes promueve cargas multi-axiales y la presencia predominante de múltiples orientaciones de deslizamiento.

La interface entre las PSB y la matriz del material es una discontinuidad plana, a través de la cuales se presentan altos gradientes en la densidad y distribución de

dislocaciones. Por tanto se espera que estas interfaces sirvan como sitios preferenciales para la nucleación de grietas por fatiga. Existe una gran cantidad de evidencia experimental, presentada por diversos autores que respalda la formación de grietas a lo largo de las bandas persistentes de deslizamiento en sólidos poli-cristalinos (Hunsche & Neumann, 1986; Ma & Laird, 1989a; 1989b; Katagiri, y otros, 1977).

La nucleación de grietas también puede presentarse en las fronteras de granos cuando el material se encuentra bajo la influencia de ambientes fragilizantes (los cuales atacan preferencialmente las partículas en las fronteras de grano) a elevadas temperaturas (en las cuales se promueve el deslizamiento de las fronteras de grano). La falla inter-granular se puede observar comúnmente en sólidos frágiles debido, al menos en parte, a los esfuerzos residuales inducidos por la diferencia de contracción térmica entre granos adyacentes o debido a la presencia de fases frágiles en las fronteras de grano (Porter & Levy, 1960; Kim & Laird, 1978; Figueroa & Laird, 1983).

En componentes de ingeniería fabricados de materiales comerciales, los principales sitios para la nucleación de grietas por fatiga incluye poros, escoria, o gases atrapados, inclusiones, abolladuras, arañazos, dobleces de forjado y conformado, concentradores de esfuerzos macroscópicos, al igual que regiones con poca uniformidad química y micro-estructural. Mientras que los granos superficiales son los lugares más propensos para la iniciación de grietas en aleaciones comerciales de alta pureza, la formación de grietas por fatiga tanto cerca de la superficie como al interior de las aleaciones comerciales (Suresh, 1998).

En componentes sometidos a cargas cíclicas, fabricados de aleaciones comerciales y expuestos a ambientes químicamente agresivos durante el servicio, el ataque preferencial del medio a regiones específicas de la superficie del material puede proveer los sitios para la nucleación de grietas por fatiga. La iniciación de grietas por fatiga en concentradores de esfuerzos es también un aspecto de considerable interés en muchas aplicaciones de ingeniería, sin embargo este fenómeno generalmente se aborda desde el enfoque de deformación-vida, o esfuerzo vida y desde el enfoque de mecánica de la fractura.

A.2. Enfoques de vida total a fatiga

En los apartados previos se discutieron los procesos micro-mecánicos asociados a la nucleación de grietas por fatiga, sin embargo, existen otros enfoques, utilizados ampliamente para caracterizar la vida total a fatiga de componentes mecánicos como función del intervalo de esfuerzos, el intervalo de deformaciones, el componente del esfuerzo medio y los factores ambientales. Estos enfoques basados en esfuerzos o deformaciones, cubren la evolución inicial del daño, la nucleación de grietas y la etapa de crecimiento de grietas dentro de una formulación individual que se puede caracterizar experimentalmente. La vida total a fatiga del componente se define como el número tal de ciclos o tiempo para inducir el daño por fatiga y para iniciar un defecto por fatiga relevante, el cual se propagará hasta la falla final del componente (Suresh, 1998).

Los enfoques basados en deformaciones o esfuerzos cíclicos difieren de los enfoques basados en tolerancia al daño, debido a que en estos últimos, se considera que la vida a fatiga comprende el crecimiento de una grieta pre-existente, de un cierto tamaño detectable, hasta un llegar a un tamaño crítico.

A.2.1 Enfoque Esfuerzo-Vida

El enfoque de esfuerzo-vida o S-N fue introducido inicialmente por Wöhler (1860), quien es considerado el primero en conducir investigaciones sistemáticas relacionadas con el tema de fatiga (Lee Y.-L. , Pan, Hathaway, & Barkey, 2005). A partir de su trabajo evolucionó el concepto de límite de resistencia a fatiga¹, el cual se utiliza para caracterizar la amplitud del esfuerzo cíclico aplicado, por debajo de la cual se espera vida infinita en un material nominalmente sin defectos.

El enfoque esfuerzo-vida ha encontrado un amplio uso en el análisis por fatiga, sobre todo en aplicaciones donde se aplican esfuerzos cíclicos de baja amplitud, que inducen principalmente deformación elástica en componentes que se han diseñado para tener larga vida, a este tipo aplicaciones se les conoce como aplicaciones en Fatiga de Altos Ciclos (HCF).

¹ Endurance Limit

Cuando en la aplicación de los ciclos de carga, se presenta una cantidad considerable de deformación plástica, como consecuencia grandes valores de la amplitud del esfuerzo, la vida a fatiga del componente se acorta de forma significativa. En este tipo de aplicaciones es necesario utilizar los conceptos que acompañan las aplicaciones de Fatiga de Bajos Ciclos (LCF).

El límite de Fatiga

Los métodos de ensayo para determinar la respuesta esfuerzo vida se explican en detalle en las normas ASTM E466-E468 (ASTM, 2007; 2008c; 2011).

Durante las pruebas a fatiga, las probetas se someten a cargas alternantes hasta la falla. Las cargas que se aplicadas a la probeta se definen a través del intervalo de esfuerzo (σ_r) o una amplitud de esfuerzo constante (σ_a). El intervalo de esfuerzo se define como la diferencia algebraica entre el esfuerzo máximo (σ_{max}) y el esfuerzo mínimo (σ_{min}) en un ciclo:

$$\sigma_r = \sigma_{max} - \sigma_{min} \quad \text{Ecuación A-1}$$

La amplitud del esfuerzo es igual a la mitad del intervalo de esfuerzo:

$$\sigma_a = \frac{\sigma_r}{2} = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad \text{Ecuación A-2}$$

Generalmente, se consideran los esfuerzos a tensión positivos y los de compresión, negativos. La magnitud del intervalo de esfuerzo o de la amplitud es la variable controlada (independiente) y el número de ciclos a la falla es la variable de respuesta (dependiente). El número de ciclos a la falla es la vida a fatiga (N_f). Los símbolos de esfuerzo y ciclos mencionados previamente se ilustran en la Figura A-4.

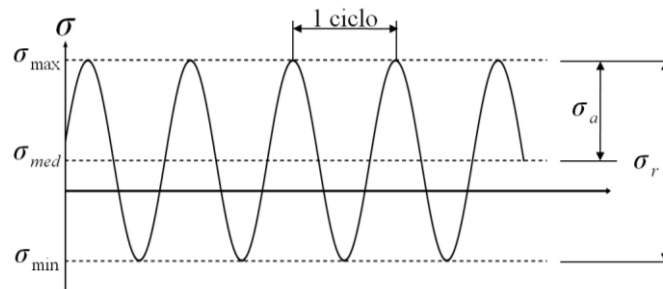


Figura A-4. Símbolos utilizados en esfuerzos cíclicos

En la mayoría de los casos, los ensayos Esfuerzo-vida se realizan usando cargas completamente invertidas. Completamente invertida, indica que las cargas alternan alrededor de un esfuerzo medio igual a cero. Es esfuerzo medio (σ_{med}) se define como:

$$\sigma_{med} = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad \text{Ecuación A-3}$$

Existen algunas excepciones en las cuales los ensayos no se realizan utilizando esfuerzos completamente invertidos, principalmente debido a la imposibilidad física de aplicar este tipo de carga en los componente. En ensayos sobre láminas delgadas, por ejemplo, las cargas cíclicas aplicadas se hacen variar entre cero y una carga de tensión, porque la compresión puede ocasionar pandeo de la lámina.

Los componentes estructurales reales, de hecho, generalmente están sometidos a cargas alternantes, con un esfuerzo medio diferente de cero. En este tipo de situaciones, se prefiere utilizar la razón de esfuerzos (R) y la relación de amplitud (A), para representar el esfuerzo medio aplicado a un objeto. La razón de esfuerzos es definida como la razón del mínimo al máximo esfuerzo:

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad \text{Ecuación A-4}$$

La razón de amplitud es la razón entre la amplitud de esfuerzo y el esfuerzo medio:

$$A = \frac{\sigma_a}{\sigma_{med}} = \frac{1 - R}{1 + R} \quad \text{Ecuación A-5}$$

Para generar datos útiles en el diseño a fatiga usando el enfoque esfuerzo-vida, es necesario realizar ensayos de esfuerzo vida, en varias probetas, utilizando diversas amplitudes de esfuerzos completamente invertidos dentro de un intervalo de vidas a fatiga, utilizando probetas preparadas de forma idéntica. Los datos de los ensayos a fatiga comúnmente se grafican en coordenadas semi-logarítmicas o log-log. La Figura A-5, presenta el comportamiento típico a fatiga flexional de un acero, graficado en coordenadas semi-logarítmicas (línea continua). En esta figura, la curva que representa los puntos se denomina curva S-N o la curva de Wöhler. La porción de la curva o la línea con una pendiente negativa es llamada la región de vida finita y la línea horizontal es la región de

vida infinita. El punto de la curva S-N en el cual la curva cambia de una curva negativa a una horizontal representa el límite de durabilidad o el límite de resistencia a la fatiga. El límite de fatiga está asociado con la interrupción de las micro-grietas en la primera frontera de grano o barrera micro estructural dominante.

Muchos aceros de alta resistencia, aleaciones de aluminio y otros materiales, no presentan un límite de resistencia a la fatiga (línea discontinua Figura A-5). En este tipo de materiales, σ_a continúa disminuyendo con el aumento en el número de ciclos de carga aplicados. Un límite de resistencia a la fatiga para estos materiales se define como la amplitud del esfuerzo que la probeta puede soportar durante al menos 10^7 ciclos de fatiga.

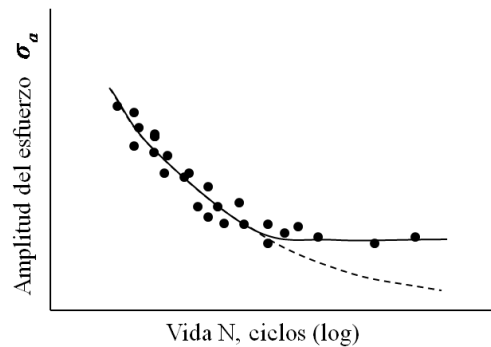


Figura A-5. Diagramas típicos S-N mostrando la variación de la amplitud del esfuerzo completamente invertido como función del número de ciclos a la falla, para aleaciones ferrosas y no ferrosas.

Si la Figura A-5 es representada en una gráfica log-log, con la amplitud del esfuerzo graficada como función del número de ciclos hasta la falla, se observa, comúnmente una relación lineal. La expresión que relaciona la amplitud del esfuerzo con el número de ciclos a la falla (N_f), en un ensayo de fatiga con amplitud de esfuerzo constante y ondas completamente invertidas es (Basquin, 1910):

$$\sigma_a = \sigma'_f (2N_f)^b \quad \text{Ecuación A-6}$$

Donde b es el exponente de resistencia a fatiga de Basquin, y σ'_f es el coeficiente de resistencia a fatiga (el cual, con una buena aproximación, es igual a la resistencia real a la fractura σ_f , corregido para la formación de cuello, en un ensayo a tensión monotónico, para la mayoría de los metales).

La curva esquemática mostrada en la Figura A-5, pertenece estrictamente a la vida total a fatiga de un material nominalmente “libre de defectos” y superficie lisa. La vida total a fatiga implica el número de ciclos para iniciar las grietas en el componente liso más el número de ciclos para propagar una grieta dominante hasta la falla final. Este proceso de dos etapas, que incluye la iniciación y propagación se esquematiza en la curva S-N de la Figura A-6. La fracción de la vida a fatiga utilizada en la nucleación de una grieta dominante por fatiga de tamaño detectable (típicamente una fracción de un mm) puede variar desde 0%, para probetas que contienen severos defectos superficiales, concentradores de esfuerzos o gran rugosidad, hasta 80% en probetas preparadas cuidadosamente, nominalmente libre de defectos, fabricadas de materiales de alta pureza.

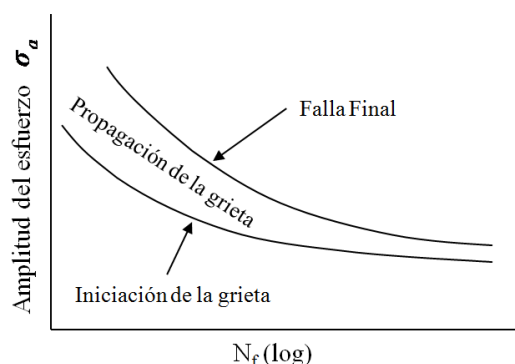


Figura A-6. Contribuciones de la iniciación y propagación de la grieta a la vida a fatiga en una pieza nominalmente liso

Efecto del Esfuerzo Medio en la Vida a Fatiga

El esfuerzo medio en componentes sometidos a fatiga, tiene una influencia importante en el comportamiento a fatiga de materiales de ingeniería. Cuando se grafica la amplitud del esfuerzo a fatiga como función del número de ciclos a la falla, la curva S-N generalmente muestra una enorme dependencia del valor del esfuerzo medio aplicado, los resultados experimentales han demostrado que una disminución de la vida a fatiga con el incremento del esfuerzo medio (σ_{med}).

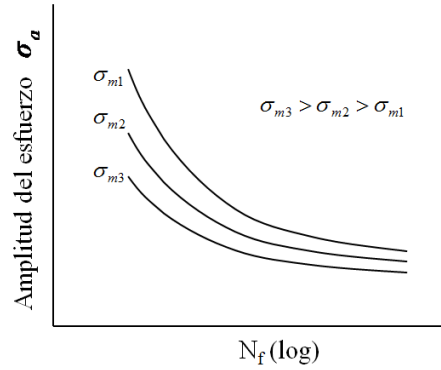


Figura A-7. Curvas típicas S-N para diferentes valores de esfuerzos medios

Daño Acumulado

Los principios de caracterización de la vida total a fatiga basada en esfuerzos son relevantes para cargas de fatiga de amplitud constante. Sin embargo, en la realidad, los componentes mecánicos están sometidos a amplitudes de esfuerzo, esfuerzos medios y frecuencias variables. En este tipo de casos se pueden utilizar principios basados en mecánica del daño, los cuales no serán cubiertos en el presente anexo.

Efecto de los tratamientos superficiales

La superficie libre de un componente es un sitio común para la nucleación de una grieta por fatiga. Por ello, la manera en que una superficie es preparada durante los procesos de fabricación de un componente tiene un papel decisivo en la etapa de iniciación de grietas por fatiga (Suresh, 1998).

Las operaciones de maquinado tradicionales tales como el esmerilado, rectificado o fresado, generan diferentes grados de rugosidad superficial. Los valles de las superficies rugosas funcionan como concentradores de esfuerzos. Al igual que la rugosidad superficial, los esfuerzos residuales que se inducen a través de los tratamientos superficiales, tienen un efecto considerable en la vida a fatiga.

El trabajo en frío, que causa deformación plástica no uniforme, puede proveer una distribución de esfuerzos compresivos favorables. Los cambios locales de volumen asociados con precipitación, reacciones químicas o transformaciones de fases inducen esfuerzos residuales en los componentes. Aún en la ausencia de cambios de fases, la expansión o contracción térmica localizada produce esfuerzos residuales.

Los esfuerzos residuales producidos por los procesos de fabricación o tratamientos superficiales y térmicos, alteran el esfuerzo medio aplicado en los ciclos de fatiga, al igual que el número de ciclos para la nucleación de grietas. Se considera que en general los esfuerzos residuales compresivos son favorables y los esfuerzos residuales de tensión son desfavorables (Suresh, 1998).

A.2.2 Enfoque deformación-vida

Por muchos años, y especialmente a partir de los trabajos de Coffin (1954) y Manson (1954), se acepta que las fallas por fatiga deben atribuirse a los ciclos repetidos de deformación plástica. Las amplitudes de esfuerzo que llevan a la falla por fatiga son, en la mayoría de los casos, muy pequeñas para causar deformación nominalmente plástica, pero son al menos lo suficientemente grandes como para producir deformación plástica localizada. Por tanto, la fractura por fatiga debe ser considerada como el resultado de la deformación plástica repetida, donde la amplitud de la deformación plástica representa el parámetro decisivo de carga (Christ, 1996).

Los trabajos independientes de Coffin y Manson, propusieron la caracterización de la vida a fatiga con base en la amplitud de la deformación plástica:

$$\frac{\Delta \varepsilon_p}{2} = \varepsilon'_f (2N_f)^c \quad \text{Ecuación A-7}$$

Donde ε'_f es el coeficiente de ductilidad a fatiga y c es el exponente de ductilidad a fatiga. En general, ε'_f es aproximadamente igual a la ductilidad a la fractura real en tensión monotónica, y c varía de -0.5 a -0.7 para la mayoría de los metales.

Debido a que la amplitud total en un ensayo de amplitud de deformación constante, $\Delta \varepsilon / 2$, puede ser escrito como la suma de la amplitud de deformación elástica, $\Delta \varepsilon_e / 2$, y la amplitud de la deformación plástica, $\Delta \varepsilon_p / 2$, la relación de Coffin-Manson, provee una expresión conveniente para caracterizar la vida total a fatiga.

$$\frac{\Delta \varepsilon_e}{2} = \frac{\Delta \sigma}{2E} = \frac{\sigma_a}{E} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^b \quad \text{Ecuación A-8}$$

Al combinar las ecuaciones de deformación elástica y plástica se obtiene:

$$\frac{\Delta \varepsilon}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^b + \varepsilon'_f (2N_f)^c$$

Ecuación A-9

La Ecuación A-9, la cual describe la amplitud deformación total y su relación con la vida a fatiga, forma las bases para el enfoque deformación-vida en el diseño a fatiga y ha encontrado una amplia aplicación en la práctica industrial (Suresh, 1998).

Las variaciones de la amplitud de deformación plástica y elástica se muestran en la Figura A-8. En esta gráfica el punto de transición, $(2N_f)_t$, en el cual las amplitudes de deformación plástica y elástica son iguales, representa la vida a fatiga a partir de la cual la amplitud de deformación elástica es más significativa que la amplitud de deformación plástica.

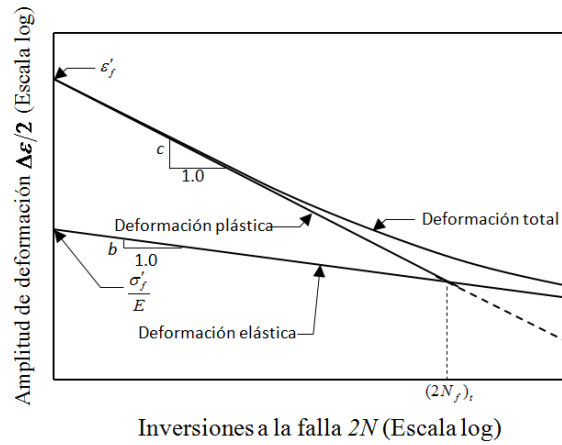


Figura A-8. Gráfica log-log donde se muestra la relación entre la vida a fatiga y la amplitud de la deformación real para un acero (Shigley & Mischke, 2002)

El número de inversiones a la falla en la que las amplitudes de deformación plástica y elástica se igualan es:

$$(2N_f)_t = \left(\frac{\varepsilon'_f E}{\sigma'_f} \right)^{1/(b-c)}$$

Ecuación A-10

Cuando la amplitud de la deformación plástica es más dominante que la amplitud de la deformación elástica, la vida a fatiga del material está dominada por su ductilidad, mientras que bajo el efecto dominante de la amplitud de deformación elástica, la vida a fatiga del material está dominada por su resistencia.

Efecto del Esfuerzo medio

El esfuerzo medio también ha sido incorporado en la caracterización de la vida a fatiga basada en deformación uniaxial, para esto se asume que el esfuerzo medio reduce la resistencia a la fatiga σ'_f de tal forma que (Morrow, 1968):

$$\sigma_a = (\sigma'_f - \sigma_m)(2N_f)^b \quad \text{Ecuación A-11}$$

Teniendo en cuenta los efectos del esfuerzo medio, la relación deformación-vida se puede reescribir de la forma.

$$\frac{\Delta \varepsilon}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N_f)^b + \varepsilon'_f (2N_f)^c \quad \text{Ecuación A-12}$$

En sólidos dúctiles, se puede presentar un fenómeno de relajación del esfuerzo medio cuando el material es sometido a ciclos de fatiga controlados a través de la deformación. Si el material sufre ablandamiento, entonces se espera que el esfuerzo de flujo se disminuya y esto resulta en una disminución progresiva del esfuerzo medio. La tasa de disminución del esfuerzo medio también disminuye a medida que el esfuerzo medio se hace cero. El fenómeno de relajación de los esfuerzos medios también se puede presentar en materiales que sufren endurecimiento cíclico (Suresh, 1998).

A.3. Enfoques de Tolerancia al Daño

La vida a fatiga de un componente está compuesta por las etapas de iniciación y propagación del daño. El tamaño de una grieta en la transición desde la iniciación hasta la propagación es desconocido y generalmente depende del punto de vista del analista y del tamaño del componente que se analiza. Un enfoque práctico establece que la etapa de propagación inicia con la grieta más pequeña que puede ser detectada con los equipos de inspección no destructiva disponibles (Bannantine, Comer, & Handrock, 1997).

En la etapa de propagación de grietas, se utilizan teorías tales como la mecánica de la fractura, en la cual se asume la existencia de grietas con un tamaño inicial conocido. En componentes mecánicos con imperfecciones o defectos (tales como soldadura, porosidades, inclusiones, etc) el tamaño inicial puede ser conocido a través de las técnicas de inspección no destructivas (NDT) disponibles.

Debido a que la etapa de propagación y los enfoques utilizados para caracterizar esta etapa requieren la presencia de un defecto con tamaño inicial conocido, es necesario que los componentes estudiados bajo este enfoque no vean disminuida su capacidad mecánica bajo la presencia de defectos y que el tamaño crítico de estos defectos sea lo suficientemente grande como para garantizar su detección con un alto grado de probabilidad (Baker, Rose, & Jones, 2002). Esta premisa es el requerimiento general del enfoque de tolerancia al daño.

A.3.1 Mecánica de la Fractura Elástica Lineal

Desde un punto de vista histórico, Griffith (1921; 1924) fue el primero en anotar que la presencia de defectos internos tiene un papel importante en la iniciación y propagación de la fractura, a través de su trabajo logró establecer una relación entre la resistencia a la fractura y el tamaño de la grieta presente; marcando así el inicio de la mecánica de la fractura moderna. Griffith formuló el concepto de que una grieta en un componente se propagará si la energía total del sistema disminuye con la propagación.

La teoría de Griffith para materiales frágiles se basó en los trabajos previos de Kirsch y Kolosoff (Meguid, 1989) y de Inglis (1913) quienes resolvieron el problema de una placa infinita con agujeros circulares y elípticos respectivamente. Una solución para el problema de una grieta aguda puede ser obtenida a partir de la transformación del agujero elíptico en una grieta en forma de línea recta. Westergaard (1939) utilizó un enfoque diferente para demostrar las soluciones del campo de esfuerzos cerca de la punta de la grieta.

Otro aporte importante fue la inclusión de los efectos de las no linealidades por parte de Irwin (1957; 1958; 1960) e Irwin y *otros* (1958), quienes extendieron la teoría de Griffith para los materiales dúctiles. Estos trabajos establecen que la energía asociada con la deformación plástica debe adicionarse a la energía superficial asociada a la creación de nuevas superficies de grietas. También se reconoció que para materiales dúctiles, el término asociado a la energía superficial es por lo general despreciable comparado con la energía asociada a la deformación plástica. En estos trabajos también se introdujeron el concepto de factor de intensidad de esfuerzos (SIF) y tasa de disipación de energía (energy release rate) o “fuerza motriz de la grieta” G (Bannantine, Comer, & Handrock, 1997), el cual indica la energía total absorbida durante el agrietamiento por unidad de incremento en el tamaño de la grieta y por unidad de espesor.

Irwin (1957) también realizó otra contribución importante. Demostró que los esfuerzos locales cerca de la punta de la grieta, tienen la forma general:

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) + \dots$$

Ecuación A-13

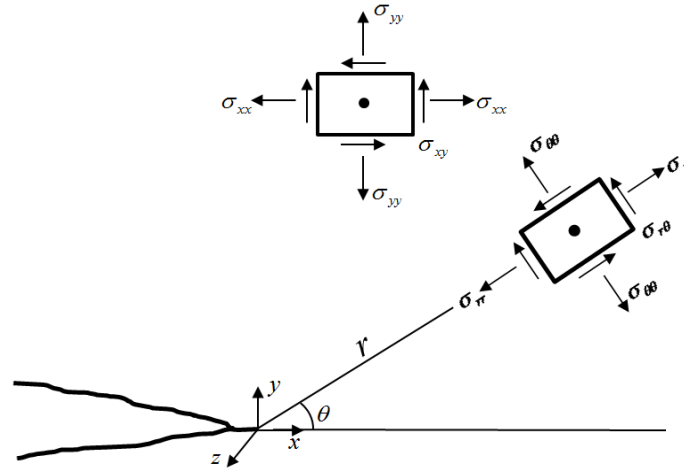


Figura A-9. Ubicación de los esfuerzos locales cerca de la punta de una grieta en coordenadas cilíndricas

Donde r y θ son coordenadas cilíndricas de un punto respecto a la punta de la grieta y K es el factor de intensidad de esfuerzos. Luego demostró que el enfoque de energía es equivalente al enfoque de la factor de intensidad de tensiones y que la propagación ocurre cuando se alcanza la tasa de disipación de energía de deformación, G_c (o en términos del factor de intensidad de esfuerzos, K_{Ic}).

La mecánica de la Fractura Elástica Lineal (LEFM) se basa en la aplicación de la teoría de elasticidad a cuerpos que contienen grietas o defectos. Las suposiciones utilizadas en elasticidad tales como pequeños desplazamientos y linealidad general entre esfuerzos y deformaciones son aplicadas en la LEFM.

La forma general de las ecuaciones de la LEFM se muestra en la Ecuación A-13. Como se observa, una singularidad existe de tal forma que r , la distancia a partir de la punta de la grieta, tiende a cero y los esfuerzos tienden a infinito. Debido a que los materiales se deforman plásticamente a medida que se excede el esfuerzo de fluencia, una zona plástica se formará cerca de la punta de la grieta. Las bases de la LEFM permanecen válidas

mientras la región plástica es pequeña en relación con las dimensiones de las grietas y el cuerpo agrietado (Suresh, 1998).

Existen en general tres modos de carga en la propagación de grietas, los cuales involucran diferentes desplazamientos de la superficie de grieta (Figura A-10). El Modo I, es el *modo de apertura a tensión*, en el cual las caras de la grieta se separan en la dirección normal al plano de la grieta y los correspondientes desplazamientos de las paredes de las grietas son simétricos respecto a los planos $x-z$ y $x-y$. El Modo II, es el *modo de deslizamiento sobre el plano* en el cual las caras de la grieta se cizallan mutuamente en una dirección normal al frente de la grieta, en este modo los desplazamientos de las paredes de las grietas son simétricos respecto al plano $x-y$ pero anti-simétricos respecto al plano $x-z$. El Modo III es *modo de desgarro o cizallamiento a contra plano*, en el cual las caras de la grieta se cizallan paralelas al frente de la grieta, los desplazamientos en este caso son anti-simétricos con respecto a los planos $x-z$ y $x-y$. El modo I es el modo predominante en la mayor parte de las aplicaciones de ingeniería (Bannantine, Comer, & Handrock, 1997), por lo cual los siguientes temas se presentarán con base en este modo.

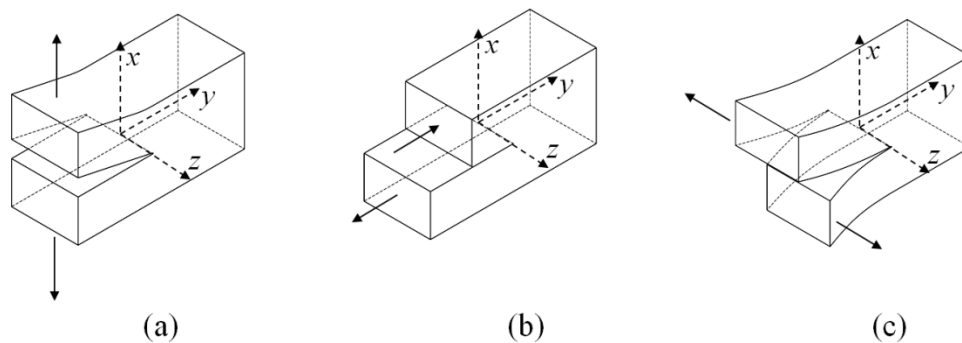


Figura A-10. Los tres modos básicos de fractura. (a) Apertura (Modo I). (b) Deslizamiento (Modo II). (c) Desgarro (Modo III).

En el caso de una grieta semi-infinita en una placa infinita de un sólido isotrópico y homogéneo, los términos del campo de esfuerzos (Ecuación A-13) para el modo I en coordenadas cartesianas y cilíndricas respectivamente, son:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \begin{bmatrix} 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \\ 1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \\ \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \end{bmatrix}$$

$$\sigma_{zz} = \nu_1(\sigma_{xx} + \sigma_{yy}) = \nu_1(\sigma_{rr} + \sigma_{\theta\theta})$$

Ecuación A-14

$$\sigma_{xz} = \sigma_{yz} = \sigma_{rz} = \sigma_{\theta z} = 0$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_{rr} \\ \sigma_{\theta\theta} \\ \sigma_{r\theta} \end{bmatrix} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \begin{bmatrix} 1 - \sin^2 \frac{\theta}{2} \\ \cos^2 \frac{\theta}{2} \\ \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \end{bmatrix}$$

Donde ν_1 es el coeficiente de poisson del material.

A.3.1.1. El Factor de Intensidad del Esfuerzos

El factor de intensidad de esfuerzos, K , define la magnitud de los esfuerzos locales alrededor de la punta de la grieta. Este factor depende de la forma de aplicación de la carga, del tamaño de la grieta, de la forma de la grieta y de las fronteras geométricas, su forma general está dada por la expresión:

$$K = \alpha \sigma \sqrt{\pi a}$$

Ecuación A-15

Donde σ es el esfuerzo remoto aplicado al componente (el cual no debe confundirse con los esfuerzos locales σ_{ij}), a es el tamaño de la grieta y α es el factor de corrección que depende de la geometría de la grieta y la pieza (Bannantine, Comer, & Handrock, 1997).

Las soluciones del factor de intensidad de esfuerzos ha sido obtenido para una amplia variedad de problemas y generalmente están publicados en forma de manuales (Fett, 2008). La Figura A-11, muestra el caso común del factor de intensidad de esfuerzos para una grieta centrada que atraviesa una placa, bajo el modo I de carga.

Los factores de intensidad de esfuerzos pueden adicionarse cuando se presente un solo modo de carga. Como consecuencia, los factores de intensidad de esfuerzo para condiciones complejas de carga en el mismo modo, pueden ser determinados a partir de la

superposición de resultados más simples, tales como el mostrado en la Figura A-11, que se pueden obtener a partir de manuales.

Una de los métodos de superposición es la técnica compuesta, la cual ha sido utilizada para obtener aproximaciones relativamente precisas. La técnica consiste en reducir un problema complicado en configuraciones más simples con soluciones conocidas. Por superposición de estas soluciones más simples para K , un factor de intensidad puede ser obtenido para una geometría complicada. En la forma de la ecuación,

$$K_{tot} = K_o + \left[\sum_{n=1}^N (K_n - K_o) \right] + K_e \quad \text{Ecuación A-16}$$

Donde K_{tot} es el factor de intensidad de esfuerzo para una geometría complicada; K_o es el factor de intensidad de esfuerzos en la ausencia de todos los límites de una forma aplicable a la carga (esto es $K_I = \sigma\sqrt{\pi a}$); K_n es el factor de intensidad de esfuerzos para la n -ésima configuración sencilla y K_e es el factor que toma en cuenta el efecto de la interacción entre fronteras. En esta expresión K_e es la única incógnita. Cuando este término se desprecia, se hacen subestimaciones de menos del 10% (Parker, 1981; Bannantine, Comer, & Handrock, 1997).

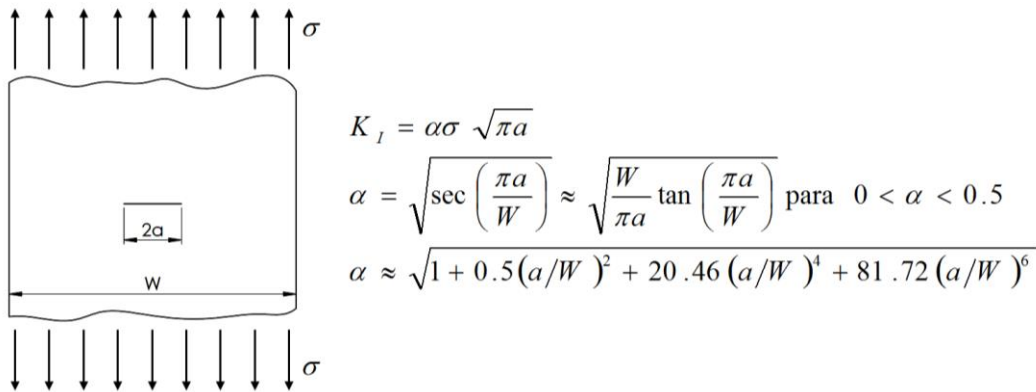


Figura A-11. Factor de Intensidad de esfuerzos para una grieta centrada que atraviesa una placa cargada a tensión (Pérez, 2004)

Otro método simple para aproximar el factor de intensidad de tensiones es a través de una simple multiplicación de los factores de corrección para los diferentes efectos geométricos,

$$K = \alpha_1 \alpha_2 \alpha_3 \dots \sigma \sqrt{\pi a}$$

Ecuación A-17

Los factores de corrección, α_n , se utilizan para tener en cuenta entre otros el efecto de un ancho finito, el efecto del espesor y la forma de la grieta. Existen otros métodos de superposición, entre los cuales se incluyen los métodos numéricos.

A.3.1.2. La Tenacidad a la Fractura

En la mecánica de la fractura elástica lineal, la iniciación del avance de una grieta bajo condiciones de carga monotónica y cuasi-estáticas se caracteriza por el valor crítico del factor de intensidad de esfuerzos, K_c . El valor de K_c es una función del modo de carga, el ambiente químico, la microestructura del material, la temperatura de ensayo, la tasa de deformación y el estado de esfuerzo (esfuerzo plano o deformación plana). Los ensayos experimentales deben cumplir los requerimientos definidos en la norma ASTM E399 (E399-05. Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness K_{IC} of Metallic Materials, 2005)

El valor crítico del factor de intensidad de esfuerzos en el modo I, medido bajo condiciones de deformación plana, se conoce generalmente como la *Tenacidad a la Fractura*, K_{Ic} , del material a la temperatura particular del ensayo.

La tenacidad a la fractura correspondiente al modo de deslizamiento y desgarro se designan como K_{IIc} y K_{IIIc} , respectivamente.

A.3.1.3. Tamaño y forma de la zona plástica bajo carga monotónica

Como ya se ha mencionado, los materiales desarrollan deformación plástica en la medida que se excede la resistencia a la fluencia en la punta de la grieta. La cantidad de deformación plástica se ve restringida por el material circundante, el cual permanece elástico. El tamaño de la zona plástica depende de las condiciones de esfuerzo del cuerpo.

- *La aproximación de Irwin para la Zona Plástica*

Se puede realizar un estimado del tamaño de la zona plástica cerca de la punta de la grieta en un sólido dúctil, considerando la zona cercana a la punta de la grieta dentro de la cual el esfuerzo equivalente de von Mises (Ecuación A-18) excede el esfuerzo de fluencia a tensión (Irwin, 1960):

$$\sigma' = \left[\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2} \right]^{1/2}$$

O en función de los esfuerzos en un sistema de coordenadas cartesiano

Ecuación A-18

$$\sigma' = \frac{1}{\sqrt{2}} \left[(\sigma_{xx} - \sigma_{yy})^2 + (\sigma_{yy} - \sigma_{zz})^2 + (\sigma_{zz} - \sigma_{xx})^2 + 6(\sigma_{xy}^2 + \sigma_{yz}^2 + \sigma_{zx}^2) \right]^{1/2}$$

Por tanto al combinar la distribución local de esfuerzos en la punta de la grieta (Ecuación A-14), con el esfuerzo equivalente de von Mises e igualando este último a la resistencia a la fluencia a tensión del material, σ_y , se obtiene un estimado del tamaño de la zona plástica alrededor de la punta de la grieta, en el caso particular de la zona plástica en la misma dirección de propagación de la grieta ($\theta = 0$) se obtiene:

$$r_p = \begin{cases} \left(\frac{1}{2\pi} \left(\frac{K_I}{\sigma_y} \right)^2 \right) & \text{para esfuerzo plano} \\ \left(\frac{1}{6\pi} \left(\frac{K_I}{\sigma_y} \right)^2 \right) & \text{para deformación plana} \end{cases}$$

Ecuación A-19

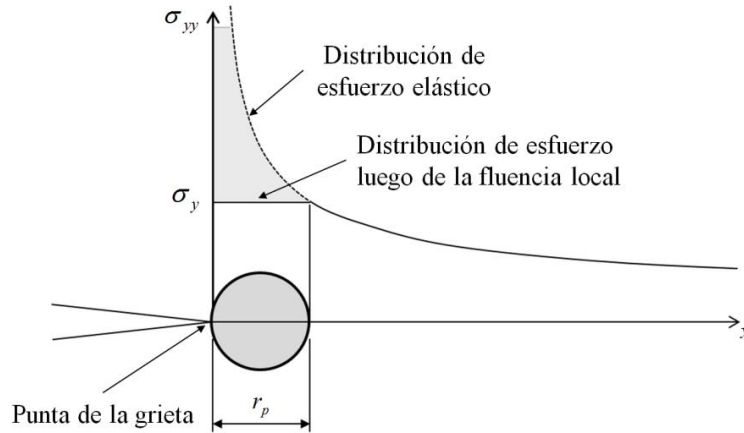


Figura A-12. Aproximación de Irwin al tamaño de la zona plástica en la punta de la grieta

Asumiendo la aproximación de la zona plástica establecida en la Ecuación A-19, r_p , corresponde al diámetro de una zona plástica circular (Figura A-12). Sin embargo esta suposición puede resultar inexacta, debido a que parte de la distribución de esfuerzos es simplemente cortada por encima de la resistencia a la fluencia (σ_y) del material,

despreciando parte de la energía de deformación aplicada al material, además tampoco existe una razón previa por la cual deba asumirse una forma circular. Aunque resulta en extremo difícil dar una descripción apropiada del tamaño y la forma de la zona plástica, puede realizarse una corrección, con el fin de tener un estimado más preciso del tamaño de la zona plástica, para lo cual se asume que debe garantizarse el equilibrio entre la energía de deformación aplicada al material y el tamaño de la zona plástica (Figura A-13).

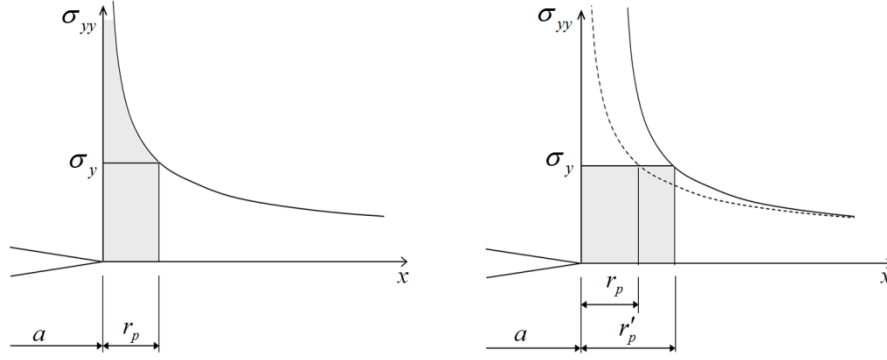


Figura A-13. Esquemas para el análisis de la corrección de la zona plástica de Irwin

Para garantizar que el equilibrio entre los esfuerzos internos y el esfuerzo aplicado se mantenga, entonces las dos áreas sombreadas en la Figura A-13 deben ser iguales, en estas figuras r'_p representa el tamaño de la zona de deformación plástica corregido.

$$\sigma_y r'_p = \int_0^{r_p} \sigma_{yy}(r) dr$$

Pero $\sigma_{yy}(r) = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}}$, por tanto:

$$\sigma_y r'_p = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{r_p} r^{-1/2} dr = \frac{2K_I r_p^{1/2}}{\sqrt{2\pi}}$$

Ecuación A-20

Como r_p corresponde a la zona plástica definida en la Ecuación A-19, entonces obtenemos que la zona plástica corregida, r'_p , tiene un tamaño definido por:

$$r'_p = \begin{cases} \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_I}{\sigma_y} \right)^2 & \text{para esfuerzo plano} \\ \frac{1}{3\pi} \left(\frac{K_I}{\sigma_y} \right)^2 & \text{para deformación plana} \end{cases}$$

Ecuación A-21

- *El modelo de Dugdale para la zona plástica*

El tamaño de la zona deformada plásticamente alrededor de la grieta para el modo I, en una placa delgada de un sólido elástico y perfectamente plástico (bajo un estado de deformación plana) fue estimado por Dugdale (1960). En el modelo de Dugdale, la región plástica es visualizada como una franja estrecha (con una altura cercana a cero), la cual se extiende una distancia r_p a partir de la punta de la grieta y se encuentra bajo el efecto de un esfuerzo de tracción $\sigma_{yy} = \sigma_y$ en toda la longitud r_p . El fenómeno de cierre de la grieta es ocasionado por los esfuerzos internos, debido a que estos tienden a cerrar la grieta en la región donde $a < |x| < a + r_p$.

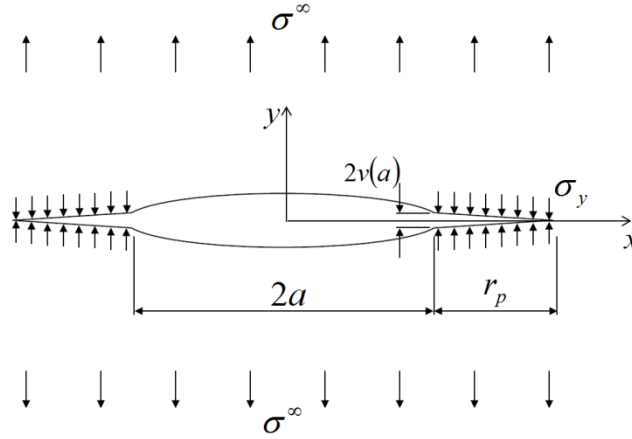


Figura A-14. Representación esquemática del modelo de zona plástica de Dugdale

El esfuerzo remoto σ^∞ , puede producir un factor de intensidad de esfuerzos positivo $K_I' = \sigma^\infty \sqrt{\pi(a + r_p)}$. (en una placa infinita). Los esfuerzos internos que fuerzan el cierre generan un factor de intensidad de esfuerzos negativo expresado como:

$$K_I'' = -\sigma_y \sqrt{\pi(a + r_p)} + 2\sigma_y \sqrt{\frac{a + r_p}{\pi}} \sin^{-1} \left(\frac{a}{a + r_p} \right) \quad \text{Ecuación A-22}$$

El requerimiento de esfuerzos limitados en el punto $x = a + r_p$ provee la condición de que $K_I' + K_I'' = 0$. Al resolver para r_p se obtiene que:

$$\frac{r_p}{a} = \sec \left(\frac{\pi \sigma^\infty}{2\sigma_y} \right) - 1 \quad \text{Ecuación A-23}$$

Cuando $\sigma^\infty \ll \sigma_y$ y por tanto cuando $r_p \ll a$, esta ecuación tiende asintóticamente a una zona plástica de tamaño:

$$r_p = \frac{\pi}{8} \left(\frac{K_I}{\sigma_y} \right)^2 \quad \text{Ecuación A-24}$$

En el modelo anterior (Figura A-14), se observa que existe un desplazamiento de la apertura $\delta = 2v(a)$ en $x = a$ y $y = 0$ (el cual puede ser considerado una consecuencia de la reducción o encuellamiento en las zonas cercanas a la punta de la grieta). Un aspecto importante del enfoque de Dugdale en términos de las funciones de esfuerzo, es que provee una expresión básica para el cálculo del Desplazamiento de Apertura de la Punta de la Grieta, δ_t , o CTOD por sus siglas en inglés.

$$\delta_t = \frac{8\sigma_y a}{\pi E} \ln \left[\sec \left(\frac{\pi \sigma^\infty}{2\sigma_y} \right) \right] \quad \text{Ecuación A-25}$$

O de manera asintótica cuando $\sigma^\infty \ll \sigma_y$,

$$\delta_t = \frac{K_I^2}{\sigma_y E}$$

El Desplazamiento de Apertura de la Punta de la Grieta provee una medida del tamaño de la región en la cual la deformación tiene un valor finito. La condición para el inicio de la fractura en estado cuasi-estático se puede establecer como $\delta_t = \delta_{tc}$, donde δ_{tc} es el Desplazamiento Crítico de Apertura de la Punta de la Grieta. En el caso de fatiga, la magnitud de δ_t varía de forma continua debido a las fluctuaciones de carga presentes, por tanto es necesario determinar un rango efectivo de δ_t en un ciclo determinado.

- *Forma de la Zona plástica*

La obtención de la forma de la zona plástica alrededor de la punta de la grieta es un asunto de sustituir las ecuaciones apropiadas de esfuerzos dentro de un criterio de fluencia. A continuación se presentará la solución con el uso del criterio de Von Mises (Ecuación A-18). El análisis utilizado es similar al desarrollado para encontrar el tamaño de la zona plástica de Irwin, pero en vez de calcular el tamaño únicamente para $\theta = 0$, el valor de r_p se determina para el rango $-\pi \leq \theta \leq \pi$.

Igualando el esfuerzo equivalente de Von Mises (Ecuación A-18) a la resistencia a la fluencia del material y reemplazando los términos representativos del campo de esfuerzos (Ecuación A-14), además considerando que en el caso de esfuerzo plano $\sigma_{zz} = 0$ y en el caso de deformación plana $\sigma_{zz} = \nu_1(\sigma_{xx} + \sigma_{yy})$. Para el caso de esfuerzo plano se obtiene:

$$\frac{K_I^2}{2\pi r} \left(1 + \frac{3}{2} \sin^2 \theta + \cos \theta \right) = 2\sigma_y^2 \quad \text{Ecuación A-26}$$

Resolviendo para r :

$$r(\theta)_{\text{esfuerzo plano}} = \frac{1}{4\pi} \left(\frac{K_I}{\sigma_y} \right)^2 \left(1 + \frac{3}{2} \sin^2 \theta + \cos \theta \right) \quad \text{Ecuación A-27}$$

La Ecuación A-27 puede hacerse adimensional al dividir la ecuación por r_p (Ecuación A-19), con lo cual se obtiene:

$$\frac{r(\theta)_{\text{esfuerzo plano}}}{r_p} = \frac{1}{2} + \frac{3}{4} \sin^2 \theta + \frac{1}{2} \cos \theta \quad \text{Ecuación A-28}$$

En el caso de deformación plana, se obtiene que:

$$\frac{r(\theta)_{\text{deformación plana}}}{r_p} = \frac{3}{4} \sin^2 \theta + \frac{1}{2} (1 - 2\nu_1)^2 (1 + \cos \theta) \quad \text{Ecuación A-29}$$

La Figura A-15 muestra las formas de las zonas de deformación plástica tanto en esfuerzo plano como en deformación plana en forma adimensional, las cuales fueron obtenidas a partir del criterio de fluencia de Von Mises que ha sido descrito. Razonamientos similares de la forma de la zona plástica pueden obtenerse para los modos de carga II y III.

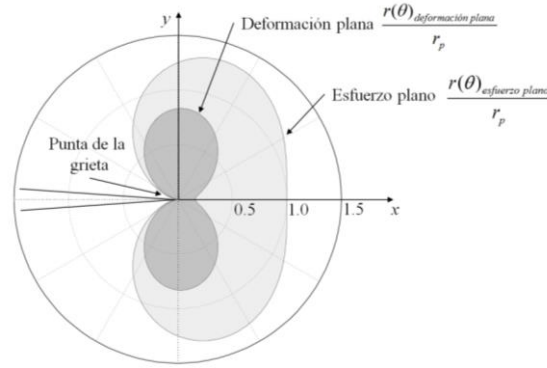


Figura A-15. Dimensiones de las formas de las zonas deformadas plásticamente, utilizando el criterio de Von Mises

A.3.2 Mecánica de la Fractura Elasto-plástica

El factor de intensidad de esfuerzos K puede caracterizar por sí solo los campos cerca de la punta de la grieta en aquellos casos en los que la zona plástica cerca de la punta de la grieta sea lo suficientemente pequeña (fluencia a pequeña escala), mientras que el parámetro correspondiente que caracteriza condiciones de fractura no lineal es la *integral-J* propuesta por Rice (1968). A pesar que muchas de las características de esta integral fueron introducidos en los conceptos de energía propuestos por Eshelby (1956) y que además fueron discutidos independientemente por Sanders (1960) y Cherepanov (1969), la forma particular de esta integral propuesta por Rice ha llevado a las bases teóricas unificadas de la mecánica de la fractura no lineal (Suresh, 1998).

A.3.2.1. La *integral-J*

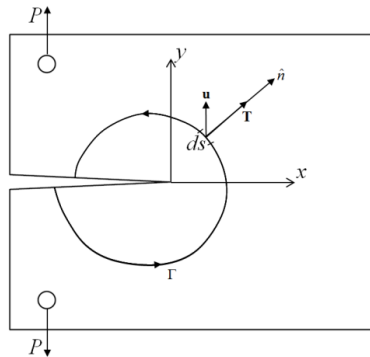


Figura A-16. Un contorno alrededor de la punta de una grieta y la nomenclatura utilizada en la definición de la *integral-J*

Considerando un cuerpo con una grieta, sometido a una carga monotónica). Asumiendo que las tracciones \mathbf{T} son independientes del tamaño de la grieta y que las caras

de las grietas están libres de tracción, la integral de línea J a lo largo del contorno Γ que rodea la grieta está dado por:

$$J = \int_{\Gamma} \left(w dy - \mathbf{T} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x} ds \right) \quad \text{Ecuación A-30}$$

Donde w es la densidad de energía de deformación plástica, y es la distancia a lo largo de la dirección normal al plano de la grieta, s es la longitud de arco a lo largo del contorno, ds es un elemento diferencial a lo largo del contorno, \mathbf{T} Es el vector de tensión (fuerzas de tracción) en el cuerpo limitado por el contorno arbitrario Γ , \mathbf{u} es el vector de desplazamiento para ds . El término $\mathbf{T} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x} ds$ representa el trabajo de entrada.

El término J en la Ecuación A-30 es una integral de línea en la superficie definida alrededor del contorno arbitrario Γ , el término J caracteriza los campos de esfuerzos y deformaciones alrededor del frente de la grieta y por tanto, debe representar la tasa de disipación de energía durante el crecimiento de la grieta. Debido a esto, la *integral-J* es utilizada como un criterio de falla iyes una medida de la tenacidad a la fractura del material al inicio del crecimiento lento de la grieta en materiales metálicos elásticos y elasto-plásticos. Algunas características particulares de la *integral-J* son: una marcada independendencia del camino y del tamaño del contorno Γ ; invariabilidad en la magnitud cuando el contorno el contorno se encuentra dentro o fuera de la zona plástica . Las anteriores características indican por tanto, que la *integral-J* es cero alrededor de un contorno cerrado (Suresh, 1998).

Respecto a la definición de la *integral-J*, el vector de tracción y la densidad de energía de deformación se definen a través de:

$$\mathbf{T} = \sigma_{ij} \hat{n} \quad \text{Ecuación A-31}$$

$$\text{Donde } \sigma_{ij} = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} \\ \sigma_{yx} & \sigma_{yy} & \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_{zz} \end{bmatrix} \text{ y } \hat{n} \text{ es el vector unitario normal a } \Gamma.$$

$$w = \int \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij} \quad \text{Ecuación A-32}$$

Debido a que J es una medida de la intensidad de los campos (de esfuerzo y deformaciones) cerca de la punta de la grieta, el inicio y avance de una grieta bajo condiciones cuasi-estáticas pueden formularse en la base de un valor crítico, $J = J_c$. Cuando se cumplen las condiciones que hacen válido el uso de J en deformación plana, el valor crítico de tenacidad a la fractura medido se denota como J_{Ic} . El procedimiento detallado para la medición experimental de J_{Ic} se describe en la norma E1820 (E1820-11: Standard Test Method for Measurement of Fracture Toughness, 2011). Bajo condiciones de deformación plana para un comportamiento lineal elástico, se cumple que:

$$J_{Ic} = \frac{K_{Ic}^2}{E} (1 - \nu^2) \quad \text{Ecuación A-33}$$

Esta relación se utiliza para inferir un valor de K_{Ic} equivalente a partir de J_{Ic} , en materiales donde su gran tenacidad requeriría probetas de ensayo exageradamente grandes para garantizar la validez del ensayo para determinar K_{Ic} .

A.3.3 Crecimiento de grietas por fatiga en sólidos dúctiles

En la mayoría de los materiales metálicos, las fallas catastróficas están precedidas por una cantidad considerable de crecimiento estable de grietas bajo condiciones de carga cíclica. Las tasas de crecimiento a las que estas grietas se propagan para diferentes combinaciones de esfuerzos aplicados, tamaño de la grieta y condiciones geométricas de la estructura agrietada, y los mecanismos que influyen las tasas de propagación de grietas bajo diferentes niveles de esfuerzo medio, frecuencia de aplicación de la carga, son asuntos de considerable interés científico y práctico (Suresh, 1998).

Con el uso de los principios de la mecánica de la fractura es posible predecir el número de ciclos que se toma una grieta para crecer hasta un tamaño específico o hasta la falla final del componente. La industria aeronáutica ha sido fundamental en los esfuerzos por entender y predecir el crecimiento de grietas por fatiga. El concepto de falla segura (fail-safe), el cual hace parte del enfoque de tolerancia al daño, busca diseñar componentes cuyas grietas no crezcan hasta un tamaño crítico entre intervalos específicos de inspección. Por tanto, al conocer las características de crecimiento de grieta y con inspecciones regulares, un componente agrietado puede extender su servicio y vida útil (Figura A-17).

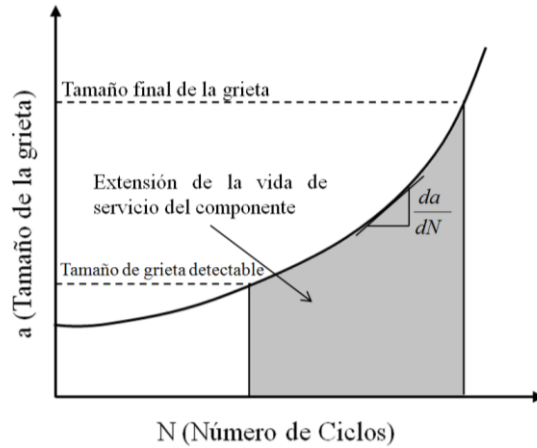


Figura A-17. Extensión de la vida útil de servicio de un componente agrietado

A.3.3.1. *Caracterización del Crecimiento de grietas.*

La tasa de crecimiento de grietas por fatiga sometidas a amplitudes de esfuerzo constante se expresa generalmente en términos del incremento de la longitud de la grieta por ciclos, da/dN . Los valores de da/dN para diferentes condiciones de carga se determinan experimentalmente, utilizando los lineamientos definidos en la norma ASTM E647 (E647-05. Standard test method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates, 2005). Cuando el intervalo del esfuerzo cíclico aplicado permanece constante, la tasa de crecimiento de la grieta generalmente se con el número de ciclos a fatiga.

A.3.3.2. *Enfoque de Mecánica de la Fractura para el crecimiento de grietas por fatiga*

Cuando los esfuerzos cíclicos aplicados a un componente, son lo suficientemente pequeños como para que la zona de deformación plástica en el frente de la grieta sea solo una pequeña perturbación, en lo que de otro modo sería un campo elástico, la soluciones LEFM proveen una descripción continua apropiada para el problema de fractura a fatiga (Suresh, 1998).

Paris, Gomez y Anderson (1961) y Paris & Erdongan (1963) sugirieron que en el caso de una variación cíclica del campo de esfuerzos, la caracterización de la tasa de crecimiento de grietas a través la LEFM, debe estar basada en el intervalo del factor de intensidad de esfuerzos,

$$\Delta K = K_{max} - K_{min}$$

Ecuación A-34

Donde K_{max} y K_{min} son los valores máximo y mínimo, respectivamente, el factor de intensidad de esfuerzos durante un ciclo de esfuerzos a fatiga, en el caso de una probeta de ensayos a fatiga agrieta en el borde.

$$\begin{aligned} K_{max} &= \alpha \sigma_{max} \sqrt{\pi a}, & K_{min} &= \alpha \sigma_{min} \sqrt{\pi a} \\ \Delta K &= \alpha \Delta \sigma \sqrt{\pi a}, & \Delta \sigma &= \sigma_{max} - \sigma_{min} \end{aligned} \quad \text{Ecuación A-35}$$

Donde α , tal como fue definido previamente (Ecuación A-15), es un factor de corrección que depende de la geometría de la pieza y la grieta, y σ_{max} y σ_{min} son los valores máximos y mínimos, respectivamente, del ciclo de esfuerzo a fatiga. Paris, Gomez y Anderson (1961) y Paris & Erdogan (1963), también mostraron que el incremento de la longitud de la grieta da/dN se relaciona con el intervalo del factor de intensidad de esfuerzos a través de la ecuación,

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad \text{Ecuación A-36}$$

Donde C y m , son constantes de ajuste. Estas constantes son influenciadas por variables tales como la microestructura del material, la temperatura ambiente y la razón de esfuerzos R (Ecuación A-4). La cual también puede ser escrita como,

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} = \frac{K_{min}}{K_{max}} \quad \text{Ecuación A-37}$$

El exponente m , en la Ecuación A-36 se encuentra típicamente entre dos y cuatro para aleaciones metálicas dúctiles. Esta ecuación puede ser aplicada para un solo modo de crecimiento de grieta y para un valor fijo de R . Para fatiga a tensión, se entiende que ΔK se refiere al intervalo del factor de intensidad de esfuerzos en el modo I. De manera similar, se puede utilizar un intervalo del factor de intensidad de esfuerzos ΔK_{II} o ΔK_{III} para caracterizar el crecimiento de grietas a fatiga en el modo II y modo III, respectivamente.

A pesar de que la Ecuación A-36 es empírica, se ha mantenido como una de las expresiones más útiles en el análisis del crecimiento de grietas por fatiga para un amplio espectro de materiales y condiciones de carga. Es importante anotar que un crecimiento estable de la grieta se presenta por debajo del valor de la tenacidad a la fractura cuasi-estática del material, K_{Ic} .

Una de las principales ventajas de la ley de Paris es su practicidad como medio para estimar la vida útil a fatiga de un componente para efectos de diseño o análisis de fallas. La vida útil a fatiga o el número de ciclos a fatiga antes de la falla se calcula por integración de la Ecuación A-36, desde un tamaño inicial para el defecto, a_0 , hasta un tamaño crítico de la grieta a_f . Utilizando la definición del intervalo del factor de intensidad de esfuerzos (Ecuación A-34), se tiene que:

$$\frac{da}{dN} = C(\alpha\Delta\sigma\sqrt{\pi a})^m \quad \text{Ecuación A-38}$$

La Ecuación A-38 es válida para valores fijos de la relación de carga, R . Y, si además las cargas a fatiga son de amplitud constantes y si α varía muy poco en el intervalo de cambio de la longitud de la grieta, entonces:

$$C\alpha^m(\Delta\sigma)^m\pi^{m/2} \int_0^{N_f} dN = \int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{a^{(m-2)/2}} \quad \text{Ecuación A-39}$$

La vida a fatiga resultante es por tanto,

$$N_f = \frac{2}{(m-2)C\alpha^m(\Delta\sigma)^m\pi^{m/2}} \left[\frac{1}{(a_0)^{(m-2)/2}} - \frac{1}{(a_f)^{(m-2)/2}} \right] \quad \text{cuando } m \neq 2 \quad \text{Ecuación A-40}$$

$$N_f = \frac{1}{C\alpha^2(\Delta\sigma)^2\pi} \ln \frac{a_0}{a_f} \quad \text{cuando } m = 2$$

- *Diferentes etapas del crecimiento de grietas por fatiga*

La relación por ley de potencias, conocida como Ley de Paris (Ecuación A-36), la cual muestra una variación lineal del $\log(da/dN)$ respecto al $\log(\Delta K)$, pertenece a un crecimiento estable de la grieta por fatiga, lo cual solo se da en una porción del crecimiento total de la grieta para una aleación. Para valores extremos de ΔK , tanto por encima o por debajo del régimen lineal establecido por la ley de Paris, se presenta un aumento precipitado de las tasas de crecimiento con el incremento en ΔK , estas diferencias en el comportamiento se distinguen gráficamente (Figura A-18) estableciendo tres distintas regiones o regímenes en el crecimiento de las grietas a fatiga.

La *región I*, se caracteriza por valores pequeños del factor de intensidad de esfuerzos (ΔK), en esta región el crecimiento promedio por ciclo de carga es menor que un parámetro de red, esta etapa está asociada con la existencia de un umbral del factor de intensidad de esfuerzos (ΔK_{th}), por debajo del cual las grietas permanecen inactivas o crecen a tasas indetectables; por encima del umbral, se presenta un crecimiento empinado en da/dN con ΔK . La *región II*, muestra una clara variación lineal de $\log(da/dN)$ con $\log(\Delta K)$, en esta región el crecimiento de las grietas puede ser caracterizado y representado por la Ley de Paris (Ecuación A-36). La *región III*, se caracteriza por altos valores del factor de intensidad de esfuerzos (ΔK), donde las tasas de crecimiento se incrementan rápidamente, ocasionando la fallas catastróficas.

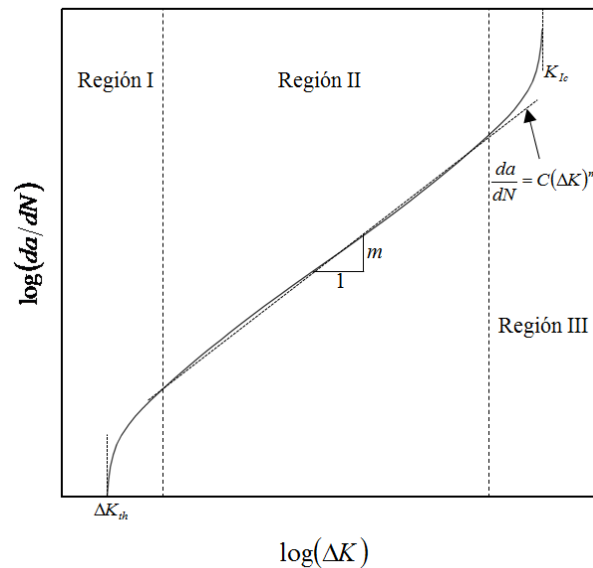


Figura A-18. Esquema ilustrativo de las diferentes regiones de crecimiento estable de una grieta por fatiga

Tanto desde el punto de vista científico como desde el punto de vista práctico, el fenómeno de fatiga en la *región I*, cerca del umbral, representa un tema desafiante de investigación, sobretodo porque las alteraciones en la microestructura del material, la razón de carga, el medio ambiente y el tamaño de las grietas pueden ocasionar grandes cambios en el valor de ΔK_{th} . La transición desde la región cercana al umbral a la etapa intermedia (*región II*) de crecimiento de grietas por fatiga, se ve también acompañada de un notable cambio desde un comportamiento sensible a la microestructura hasta un comportamiento

insensible a la microestructura (Masounave & Bâillon, 1976; Ritchie, 1979; Gray, Williams, & Thompson, 1983).

Cerca de la región del umbral de crecimiento de grietas por fatiga, donde se disipa una porción significativa de la vida a fatiga, un incremento en el tamaño de grano del material o una disminución en su resistencia a la fluencia, generalmente da como resultado una reducción apreciable en las tasas de crecimiento de grietas a fatiga cerca del umbral y un aumento en el valor de ΔK_{th} . Por otro lado, la resistencia de un material (con superficie pulida) al formación de grietas, expresada en términos del límite de resistencia a la fatiga, con frecuencia se incrementa con la disminución del tamaño de grano y el aumento de la resistencia del material (Suresh, 1998). Aunque estas conclusiones pudieran resultar contradictorias, estas pueden analizarse haciendo notar que la primera es válida solo para crecimiento de grietas, especialmente a niveles bajos del intervalo del factor de intensidad de esfuerzos, mientras que la segunda conclusión corresponde principalmente a la iniciación. Por tanto si la pre-existencia de defectos no es una preocupación, es favorable entonces un tamaño de grano fino, el cual promueve una resistencia y un límite de resistencia a fatiga mayores. En el caso de adoptarse un diseño de tolerancia al daño, donde se espera que el componente esté sometido a cargas a fatiga de alta frecuencia, con bajas amplitudes de esfuerzo durante un tiempo bastante prolongado, una microestructura de grano grueso puede ser la mejor opción.

A valores muy grandes de ΔK , las tasas de crecimiento de grietas son significativamente mayores que los observados bajo el régimen de Paris (etapa II). La sensibilidad del crecimiento de la grieta a la microestructura, la razón de carga y el estado de esfuerzos (esto es esfuerzo plano o deformación plana) también es pronunciada. Sin embargo, las tasas de propagación son demasiado grandes como para verse afectadas por la condiciones ambientales.

En el caso de los sólidos dúctiles, cuando están presentes valores muy altos de ΔK , las dimensiones de la zona plástica se vuelven mayores, en consecuencia, la caracterización a través de la LEFM puede resultar inválida en la medida que K_{max} tiende a K_{Ic} . Para valores altos de ΔK , se activan algunos modos de falla estática, tales como hendiduras (cleavage), separación inter-granular y falla fibrosa, al mismo tiempo que el crecimiento

con estriaciones (Richards & Lindley, 1972; Ritchie & Knott, 1973). Los modos adicionales de falla estática tienen como consecuencia una alta sensibilidad de las tasas de propagación respecto a la microestructura.

La ecuación de Forman (Forman, Kearney, & Engle, 1967), fue desarrollada con el fin de modelar el comportamiento de la región III de crecimiento de grietas, sin embargo, se utiliza con mayor frecuencia para modelar los efectos del esfuerzo medio, al mismo tiempo que tiene un amplio uso con fines de diseño en el área industrial. La Ecuación de Forman (Ecuación A-41), predice el fuerte crecimiento en la curva de da/dN versus ΔK a medida que la se alcanza el valor de la tenacidad a la fractura del material.

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^m}{(1 - R)K_C - \Delta K} \quad \text{Ecuación A-41}$$

- *Efecto de la Razón de Esfuerzos, R*

Debido a que los parámetros de ajuste C y m en la Ley de Paris (Ecuación A-36), son válidos para valores fijos de la razón de esfuerzos, R , y condiciones ambientales invariables. Los cambios en estas condiciones pueden llevar a cambios en las constantes empíricas de ajuste de la ley de Paris y en las tasas de crecimiento de grietas. Para condiciones ambientales fijas, se puede esperar que el crecimiento de las grietas se encuentre altamente influenciado no solo por ΔK , sino también por la razón de esfuerzos, R . Esta posibilidad ofrece la noción de que las condiciones generales que gobiernan el crecimiento de grietas a fatiga deberían caracterizarse de manera más precisa por dos parámetros, estos es, ΔK y R , o de manera equivalente, ΔK y K_{max} , porque en el caso de cargas de fatiga de amplitud constante $K_{max} = \Delta K / (1 - R)$.

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta K, R) = g(\Delta K, K_{max}) \quad \text{Ecuación A-42}$$

En la Ecuación A-42, f y g son funciones las cuales determinan el valor numérico de C y m para la ley de Paris (Ecuación A-36), e incluyen el efecto de ΔK y R . En general, para un valor constante de ΔK , los valores más positivos de la razón de esfuerzos, R , implican mayores tasas de crecimiento de las grietas (Figura A-19). Sin embargo la sensibilidad que tiene la tasa de crecimiento de grietas (da/dN) con el cambio en la razón de esfuerzos (R), depende de cada material.

Como ya se mencionó, la ecuación de Forman (Ecuación A-41) se utiliza con frecuencia para predecir el efecto de la razón de esfuerzos. La ecuación de Forman es válida únicamente cuando $R > 0$. Generalmente, se cree que cuando $R < 0$, no se presenta un cambio significativo en la tasa de crecimiento de grietas comparada con la tasa de crecimiento de grietas cuando $R = 0$. Sin embargo esto depende de cada material, y algunos investigadores han obtenido datos para materiales que presentan altas tasas de crecimiento de grietas para esfuerzos cíclicos con $R < 0$ (Hudson & Scardina, 1969).

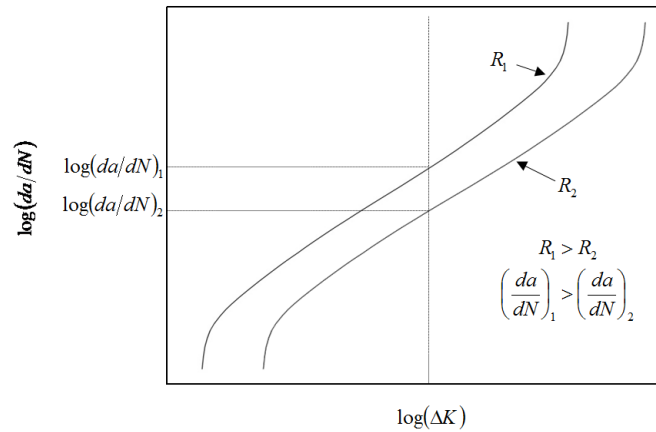


Figura A-19. Representación esquemática del efecto de la razón de esfuerzos, R , en la tasa de crecimiento de grietas por fatiga

El efecto de la razón de esfuerzos también puede ser representado por un factor de intensidad de esfuerzos equivalente $\Delta\bar{K}$, que varía entre cero y el factor de intensidad de esfuerzos máximo, el cual fue introducido por Walker (1970):

$$\Delta\bar{K} = K_{max}(1 - R)^\gamma \quad \text{Ecuación A-43}$$

Donde γ es una constante de ajuste. La Ley de Paris puede ser reescrita de la forma:

$$\frac{da}{dN} = C_1(\Delta\bar{K})^{m_1} = C_1[K_{max}(1 - R)^\gamma]^{m_1} \quad \text{Ecuación A-44}$$

Donde C_1 y m_1 son parámetros de ajuste que dependen de cada material. Cuando se desea estimar la vida útil de un componente bajo condiciones de amplitud constante, usualmente se requiere integración numérica a partir de la relación general expresada en la Ecuación A-36. Obteniéndose:

$$\int_{N_0}^{N_f} dN = \int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{f(\Delta K, R)}$$

Ecuación A-45

- *Tamaño de la Zona Plástica bajo cargas cíclicas*

La existencia de zonas plásticas invertidas en los alrededores de la punta de una grieta a fatiga, ha sido reconocido por largo tiempo (Rice, 1967). Para explicar este fenómeno se puede considerar una placa de un material sólido elástico–perfectamente plástico, que se encuentra agrietado y es sometido a una carga remota de tensión P . La fluencia del material en la punta de la grieta, bajo la influencia de esta carga, genera una zona plástica monotónica de tamaño r_p (Ecuación A-19). Si luego la carga aplicada P se reduce en una cantidad ΔP , entonces se incita una zona de flujo plástico invertido en la punta de la grieta. Si el engrosamiento de la punta de la grieta es despreciable, la gran concentración de esfuerzos en la grieta puntiaguda, conduce a la formación de una zona de flujo plástico invertido que se encuentra inmerso dentro de la zona plástica monotónica.

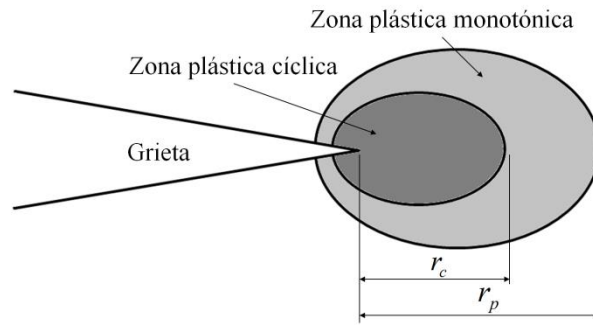


Figura A-20. Representación esquemática de la zona plástica cíclica

La superposición de efectos de los esfuerzos en la punta de la grieta, considerando el caso del componente completamente cargado (P) y el estado parcialmente descargado ($P - \Delta P$), genera una distribución particular de esfuerzos en la punta de la grieta; esto es, una grieta que se encuentra solo parcialmente descargada, respecto a una carga de tensión, presenta una zona plástica cíclica (región de flujo plástico invertido) de tamaño r_c , dentro de la zona plástica monotónica de tamaño r_p . Para un sólido elástico-perfectamente plástico, que experimenta flujo proporcional, el esfuerzo dentro de la zona plástica cíclica es igual al flujo de esfuerzo en compresión ($-\sigma_y$). El tamaño de r_c se puede obtener reemplazando K_I por ΔK_I y σ_y por $-2\sigma_y$ en la Ecuación A-19.

$$r_c = \begin{cases} \frac{1}{\pi} \left(\frac{\Delta K_I}{2\sigma_y} \right)^2 = \frac{1}{4\pi} \left(\frac{\Delta K_I}{\sigma_y} \right)^2 & \text{para esfuerzo plano} \\ \frac{1}{3\pi} \left(\frac{\Delta K_I}{2\sigma_y} \right)^2 = \frac{1}{12\pi} \left(\frac{\Delta K_I}{\sigma_y} \right)^2 & \text{para deformación plana} \end{cases} \quad \text{Ecuación A-46}$$

En el caso de cargas cíclicas repetidas (cero-tensión-cero), $\Delta K_I = K_I$ y $r_c = r_p/4$. Para materiales que se endurecen o ablandan cíclicamente, σ_y en la Ecuación A-46 debe reemplazarse por la resistencia a la fluencia cíclica σ'_y .

A.4. Referencias Anexo A

- Anderson, T. (1995). *Fracture Mechanics: fundamentals and applications*. Boca Ratón, FL.: CRC Press LLC.
- Askeland, D., & Fulay, P. (2009). Chapter 8. Strain Hardening and Annealing. En *Essentials of materials Science and Engineering. Second Edition* (págs. 225-256). Toronto: Cengage Learning.
- ASTM. (2005). *E399-05. Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness K_{IC} of Metallic Materials*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2005). *E647-05. Standard test method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2007). *E466-07. Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2008c). *E467-08. Verification of Constant Amplitude Dynamic Forces in an Axial Fatigue Testing System*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2011). *E1820-11: Standard Test Method for Measurement of Fracture Toughness*. Philadelphia: ASTM International.
- ASTM. (2011). *E648-11. Standard Practice for Presentation of Constant Amplitude Fatigue Test Results for Metallic Materials*. Philadelphia: ASTM International.

- Baker, A., Rose, L., & Jones, R. (Eds.). (2002). *Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structures* (Vols. 1,2). Kidlington (UK): Elsevier Science Ltd.
- Bannantine, J., Comer, J., & Handrock, J. (1997). *Fundamentals of Metal Fatigue*. New Jersey: Prentice Hall.
- Barsom, J., & Rolfe, S. T. (1987). *Fracture and Fatigue Control in Structures: Applications of Fractures Mechanics, 2nd ed.* Upper Saddle River, NJ.: Prentice Hall.
- Basquin, O. (1910). The exponential law of endurance tests. *Proceedings of the American Society for Testing and Materials*, 10, 625-30.
- Cherepanov, G. (1969). On crack propagation in solids. *International Journal of Solids and Structures*, 5, 863-71.
- Christ, H.-J. (1996). Cyclic Stress-Strain Response and Microstructure. En *ASM Metals Handbook. Volume 19, Fatigue and Fracture*. ASM International.
- Coffin, L. (1954). A study of the effects of cyclic thermal stresses on a ductile metal. *transactions of the American Society of Mechanical Engineers*, 76, 931-950.
- Cottrell, A., & Hull, D. (1957). Extrusions and Intrusions by Cyclic slip in Cooper. *Proceeding of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical*, 242(1229), 211-213.
- Dugdale, D. (1960). Yielding of the steel sheets containing slits. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 8, 100-8.
- Eshelby, J. (1956). The continuum theory of lattice defects. En F. Seitz, & D. Turnbull, *Progress in Solid State Physics* (Vol. 3, págs. 79-144). New York: Academic Press.
- Fett, T. (2008). *Stress Intensity Factors, T-Stresses, Weight Functions*. Karlsruhe: Institute of Ceramics in Mechanical Engineering, University of Karlsruhe.

- Figuroa, J., & Laird, C. (1983). Crack initiation mechanisms in copper polycrystals cycled under constant strain amplitudes and in step tests. *Materials Science and Engineering*, 60, 45-58.
- Fine, M., & Chung, Y.-W. (1996). Fatigue Failure in Metals. En *ASM Metals Handbook. Volume 19, Fatigue and Fracture* (pág. 2592). ASM International.
- Forman, R., Kearney, V., & Engle, R. (1967). Numerical Analysis of crack propagation in cyclic-loaded structures. *Journal of Basic Engineering*, 89, 459-64.
- Gray, G., Williams, J., & Thompsom, A. (1983). Roughness-induced crack closure: an explanation for microstructurally sensitive fatigue crack growth. *Metallurgical Transactions*, 14A, 421-33.
- Griffith, A. (1921). The phenomena of rupture and flow in solids. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering*, 121, 163-197.
- Griffith, A. (1924). The theory of rupture. *Proceedings of International Congress on Applied Mechanics*, (págs. 55-62). Delft.
- Hudson, C., & Scardina, J. (1969). Effect of stress ratio on fatigue-crack growth in 7075-T6 aluminum-alloy sheet. *Engineering Fracture Mechanics*, 429-46.
- Hunsche, A., & Neumann, P. (1986). Quantitative measurement of persistent slip band profiles and crack initiation. *Acta Metallurgica*, 34, 207-17.
- Inglis, C. (1913). Stress in a plate due to the presence of cracks and sharp corners. *Transactions of Institute of Naval Architects*, 55, 219-241.
- Irwin, G. (1957). Analysis of stresses and strains near the end of a crack transversing a plate. *Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME*, 24, 361-364.
- Irwin, G. (1958). Fracture. En Flugge (Ed.), *Handbuch der Physik* (Vol. 6, págs. 551-590). Berlin, Germany: Springer-Verlag.

- Irwin, G. (1960). Plastic zone near a crack tip and fracture toughness. *Proceeding of the 7th Sagamore Conference*, (pág. 63). New York, USA.
- Irwin, G., Kies, G., & Smith, H. (1958). Fracture Strength relative to the onset and arrest of crack propagation. *Proceedings of ASTM*, 58, 640-657.
- Katagiri, K., Omura, A., Koyanagi, K., Awatani, J., Shiraishi, T., & Kaneshiro, H. (1977). Early stage crack tip morphology in fatigued cooper. *Metallurgical Transactions*, 8A, 1769-73.
- Kim, W., & Laird, C. (1978). Crack nucleation and stage I propagation in high strain fatigue - II. Mechanism. *Acta Metallurgica*, 26, 789-99.
- Lee, Y.-L., Pan, J., Hathaway, R., & Barkey, M. (2005). *Fatigue Testing and Analysis. Theory and Practice*. Burlington, MA, USA.: Elsevier. Butterworth-Heinemann.
- Ma, B., & Laird, C. (1989a). Overview of fatigue behavior in cooper single crystals - I, surface morphology and stage I crack initiation sites for tests at constant strain amplitude. *Acta Metallurgica*, 37, 325-36.
- Ma, B., & Laird, C. (1989b). Overview of fatigue behavior in cooper single crystals - II. Population, size, distribution and growth kinetic of stage I cracks for tests at constant strain amplitude. *Acta Metallurgica*, 37, 337-48.
- Manson, S. (1954). *Behavior of materials under conditions of thermal stress*. National Advisory Commision on Aeronautics: Report 1170. Cleveland: Lewis Flight Propulsion Laboratory.
- Masounave, J., & Bâilon, J. (1976). Effect of grain size on threshold stress intensity factor in fatigue of a ferritic steel. *Scripta Metallurgica*, 10, 165-70.
- Meguid, S. (1989). *Engineering Fracture Mechanics*. UK: Elsevier Applied Science.
- Morrow, J. (1968). *Fatigue Design Handbook-Advances in Engineering* (Vol. 4). Warrendale, PA: Society of Automotive Engineers.

- Palmgren, A. (1924). Die Lebensdauer von Kugellagern. *Zeitschrift des Vereins Deutscher Ingenieure*, 68, 339-341.
- Paris, P., & Erdogan, F. (1963). A Critical Analysis of Crack Propagation Laws. *Journal of Basic Engineering*, 85, 528-534.
- Paris, P., Gomez, M., & Anderson, W. (1961). A rational analytic theory of fatigue. *The Trend in Engineering*, 13, 9-14.
- Parker, A. (1981). *The Mechanics of Fracture and Fatigue: An Introduction*. London: E. and F.N. Spon.
- Pérez, N. (2004). *Fracture Mechanics*. New York: Kluwer Academic Publisher.
- Pilkey, W. (1997). *Peterson's Stress Concentration Factors*. New York: John Wiley & Sons.
- Pohl, K., Mayr, P., & Macherauch, E. (1980). Persistent slip bands in the interior of fatigued low carbon steel. *Scripta Metallurgica*, 14, 1167-69.
- Porter, J., & Levy, J. (1960). The fatigue curves of cooper. *Journal of the institute of metals*, 89, 86-9.
- Rice, J. (1967). Mechanics of crack tip deformation and extension by fatigue. En A. S. 415, *Fatigue Crack Propagation* (págs. 274-309). Philadelphia: American Society for Testing and Materials.
- Rice, J. (1968). Path-independent integral and the approximate analysis of strain concentration by notches and cracks. *Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME*, 35(2), 379-386.
- Richards, C., & Lindley, T. (1972). The influence of stress intensity and microstructure on fatigue crack propagation in ferritic materials. *Engineering Fracture Mechanics*, 4, 951-78.
- Ritchie, R. (1979). Near-threshold fatigue-crack propagation in steels. *International Metals Reviews*, 20, 205-30.

- Ritchie, R., & Knott, J. (1973). Mechanism of fatigue crack growth in a low alloy steel. *Acta Metallurgica*, 21, 639-50.
- Sanders, J. (1960). On the Griffith-Irwin fracture theory. *Journal of Applied Mechanics*, 27, 352-3.
- Shigley, J., & Mischke, C. (2002). *Diseño en Ingeniería Mecánica. Sexta Edición*. México, D.F.: Mc Graw Hill.
- Shin, C., Wang, C., & Song, P. (1996). Fatigue damage repair: a comparison of some possible methods. *International Journal of Fatigue*, 18(8), 535-546.
- Smith, G., Friedel, J., & Cina, B. (1957). The Initial Fatigue Crack. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A*, 242(1229), 189-197.
- Soares, C. G. (2010). Chapter 1. General framework for safety and reliability of industrial products, systems and structures. En C. G. Soares, *Safety and Reliability of Industrial Products, Systems and Structures* (págs. 3-5). London: Taylor & Francis Group.
- Suresh, S. (1998). *Fatigue of Materials, Second Edition*. Cambridge: Cambridge University Press.
- Thompson, N., Wadsworth, N., & Louat, N. (1956). The origin of fatigue fracture in copper. *Philosophical Magazine*, 1(12), 113-126.
- Walker, K. (1970). The effects of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum. En *Effects of Environment and Complex Load History for Fatigue Life, STP 462* (págs. 1-14). Philadelphia, PA.: American Society for Testing and Materials.
- Westergaard, H. (1939). Bearing pressures and cracks. *ASME Journal of Applied Mechanics*, 6, 49-53.
- Wheeler, O. (1972). Spectrum Loading and Crack Growth. *Journal of Basic Engineering Vol 94*, 181-186.

- Winter, A., Pederson, O., & Rasmussen, K. (1981). Dislocation microstructures in fatigued copper polycrystals. *Acta Metallurgica*, 29, 735-48.
- Wöhler. (1860). Versuche über die Festigkeit der Eisenbahnwagenachsen. . *Zeitschrift für Bauwesen* 10; *English summary* (1867). *Engineering* 4., 160-1.
- Wood, W. (1958). Formation of fatigue cracks. *Philosophical Magazine*, 155-91.
- Wulpi, D. (1999). *Understanding how Components fail*, 2nd Ed. ASM international.